TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA — GRUDZIEŃ 1938 r. — Nr 12

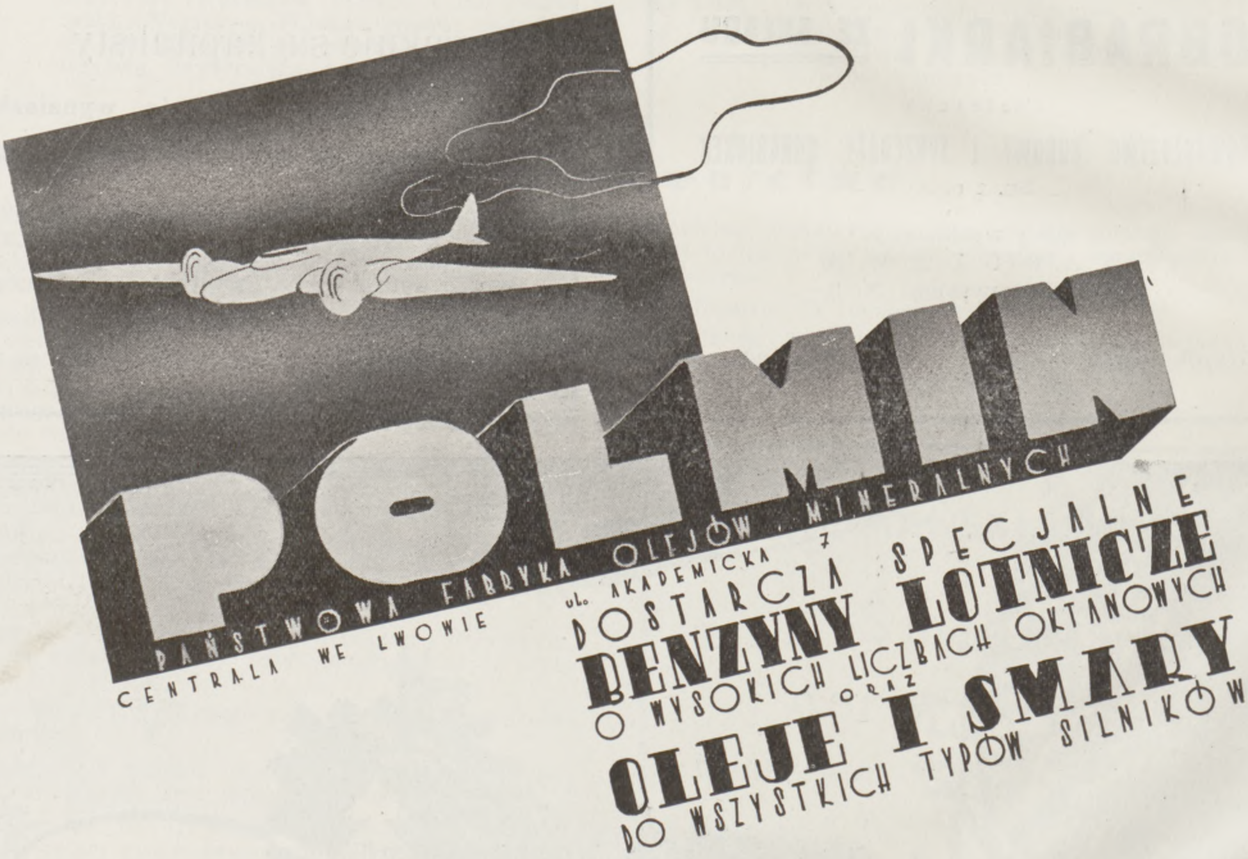
Redaktor Naczelny i Działu Silnikowego: Inż. JAN TUSZYŃSKI. — Redaktor Działu Płatowcowego: Inż. ERYK KOSKO

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 4.50, rocznie zł 18,00. Zagranicą zł 24,00 rocznie. Cena pojedynczego numeru zł 1.50 (nie dotyczy numerów specjalnych). Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych — Nr rozrachunku 283.

Wydawca: INŻ. STANISŁAW PĘDZICH.

Redaktor odp.: ERAZM WIŚNIEWSKI.

REDAKCJA I ADMINISTRACJA: **Al. Szucha 4 m. 66, tel. 705-13, godziny urzędowania: administracja — codziennie w godzinach 10 — 15; redaktor naczelny — poniedziałki i czwartki w godz. 18 — 19; redaktor działu płatowcowego — poniedziałki i środy w godz. 18 — 19.**


POLMIN
PAŃSTWOWA FABRYKA OLEJÓW MINERALNYCH
CENTRALA WE LWOWIE ul. AKADEMICKA 7
DOSTARCZA SPECJALNE
BENZYNY LOTNICZE
O WYSOKICH LICZBACH OKTANOWYCH
ORAZ
OLEJE I SMARY
DO WSZYSTKICH TYPÓW SILNIKÓW

O niektórych typach hydraulicznych pomp samolotowych

Stanisław K. Kochanowski, inż. I. S. T. & C (L).

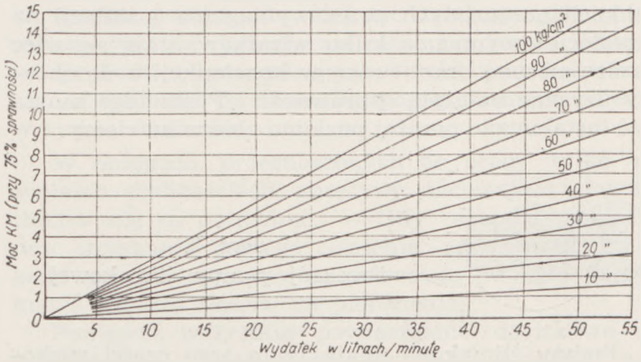
Rozważania ogólne

Pompy hydrauliczne jako organa obsługujące instalacje samolotowe odznaczają się małymi wymiarami, nieznacznym ciężarem, łatwością przekazywania mocy i łatwością jej wykorzystania do obsługi instalacyj podwoziowych, klap, uzbrojenia i automatycznego pilota.

Warunki pracy poszczególnych instalacyj są różne, a więc i różne są wymagania stawiane pompom; np. pompy obsługujące uzbrojenie nie mogą dawać pulsacji, która znów nie gra wielkiej roli przy napędzie podwozia. Pompy dla automatycznego pilota muszą być nie tylko wolne od pulsacji lecz i nadawać się do pracy ciągłej; ich wydatek jest niewielki w porównaniu z wydatkiem, koniecznym do napędu podwozia czy uzbrojenia. Ze względu na różnorodność warunków pracy pożądana jest daleko posunięta specjalizacja, jednak różnorodność instalacyj napędzanych przez pompy zmusza do ograniczenia ilości pomp na samolocie, a więc doprowadza do kompromisu przy wyborze typu pompy. To ograniczenie ilości pomp może wprawdzie spowodować niezbyt ekonomiczną pracę pompy w poszczególnych przypadkach jej zastosowania, jednak w sumie daje korzyści, wynikające z ułatwienia (uproszczenia) obsługi w locie, oraz uproszczenia schematu, a więc ułatwienia montażu i konserwacji. Zastosowanie kilku pomp nie byłoby celowe również i dlatego, że wszystkie instalacje nie są prawie nigdy napędzane jednocześnie (podwozie po starcie i przed lądowaniem, uzbrojenie — tylko w walce, automatyczny pilot — w locie lecz nie w walce, lodochrony — w warunkach oblodzenia i ew. jednocześnie z pilotem automatycznym i t. d.).

Na samolotach jednosilnikowych możliwa do zabudowania ilość pomp jest ograniczona ilością rozporządzalnych napędów na silniku, bowiem specjalny rozrząd napędu dla paru pomp byłby tylko niepotrzebnym, a zarazem bardzo przykrym skomplikowaniem obsługi samolotu w locie. Na wielosilnikowcach ilość rozporządzalnych napędów wzrasta, wzrasta więc pokusa zwiększenia ilości pomp, a z nią i sterowań, łatwo więc zmorę konstruktorów i pilotów uczynić rzeczywistością. Nie jest to wcale potrzebne, gdyż w obecnym stanie rzeczy istnieją pompy czyniące zadość wymaganiom obsługi różnorodnych instalacyj.

Pozostawałaby do uwzględnienia pewność działania instalacyj, mogących ulec unieruchomieniu z powodu uszkodzenia czy też wady działania silnika, napędzającego pompę. Ponieważ trudno przewidzieć, który silnik pierwszy zawiedzie, przeto jedynym celowym rozwiązaniem będzie zastosowanie ręcznej pompy bezpieczeństwa. W ten sposób grupa silnikowa zostanie radykalnie usunięta od wpływu na możność uruchomienia instalacyj w razie wypadku. Ze względu na wygodę obsługi pompy ręcznej nie jest wskazane stosowanie wysokich ciśnień, gdyż wysokociśnieniowa pompa ręczna wymaga wielkiego wysiłku fizycznego, na który może nie zdobyć się człowiek zmęczony lub nawet lekko ranny, obsługujący w walce napęd stanowisk strzeleckich. Pompa bezpieczeństwa jest przeznaczona do obsługi instalacji wspólnej z pompą silnikową. Ta przyczyna oraz argument, przytoczony wyżej skłaniają do zadowolnienia się przynajmniej na samolotach wojennych instalacjami średniociśnieniowymi, jako stosunkowo lekkimi i jednocześnie łatwymi do obsługi pompą ręczną.



Rys. 1. Moc zużywana w zależności od wydatku i ciśnienia przy η = 75%.

Charakterystyka ogólna typów (rys. 1)

Typ	Szybkość obr./min	Wydatek l/min	Ciśnienie kg/cm²	Moc zużywana KM	Ciężar pompy kg
Tłokowa	1150	4,5	70	~1	2,4
Tłokowo-obrotowe	700÷2500	2÷9	70÷200	~1,5÷3	3÷4,5
Zębate	1200÷2500	2,5÷87	14÷70	0,5÷7	1,5÷4,2
Ślimakowe	1425÷7500	2,2÷40	20÷70	0,1÷8,5	1,5÷5

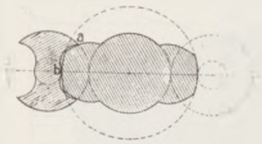
Pompy tłokowe są, poza ślimakowymi, jedynymi łączącymi wielkie ciśnienie i wielką sprawność wolumetryczną. Przerwy w martwych punktach skoku tłoka, powodują przy dużych szybkościach roboczych pulsację słupa cieczy, będącą przyczyną kawitacji, która wpływa szkodliwie na działanie mechanizmu napędzanego. Zwiększenie ilości cylindrów może temu zapobiec o ile przyśpieszenie oliwy wchodzącej nie będzie nadmierne. Zastosowanie zaworów mechanicznie sterowanych ma na celu usunięcie niedogodności, wynikającej z ograniczenia szybkości roboczej z powodu obecności zaworów wlotowego i wylotowego, stosowanych z reguły w pompach tego typu. Pompy tłokowo-obrotowe należą o tyle do tego samego typu, że ssanie i tłoczenie powstają w wyniku posuwistego ruchu tłoków.

Pompy obrotowe nadają się do dużych szybkości roboczych o ile organa pracujące poruszają się z małymi przyśpieszeniami. Istnienie tarcia poślizgowego między częściami lub też stałego luzu powoduje zmniejszenie sprawności. Prócz tego pompa taka

z trudnością daje się przystosować do pracy, wymagającej zmiennego wydatku, gdyż wydłużenie wirnika i zwiększenie wlotu i wylotu jest wynikiem przekonstruowania pompy. Pompy obrotowe z wirnikiem mimośrodowym nie nadają się do wysokich ciśnień, natomiast są stosowane jako pompy próżniowe.

Pompy zębate, tworzące podgrupę pomp obrotowych, tanie i łatwe w wyrobie, wymagają bardzo starannej i dokładnej obróbki o ile chcemy uzyskać dużą sprawność. Sprawność ta znacznie spada przy wysokich ciśnieniach, ponieważ konieczny luz powoduje wyciek.

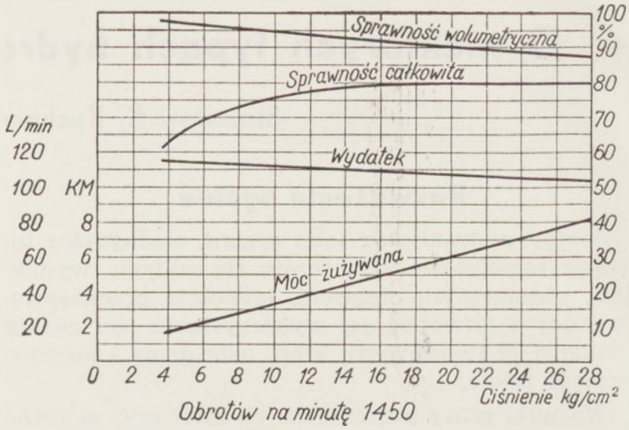
Pompy odśrodkowe nie znalazły zastosowania na samolotach, ponieważ dla ciśnień przekraczających $\sim$ 4 kg/cm² (optimum dla jednego wirnika w warunkach narzuconych przez wymagania instalacji na samolocie) wymagają kilku wirników, stają się więc bardzo złożone oraz trudne w konstrukcji o ile chcemy uzyskać należytą sprawność. Prócz tego muszą być instalowane poniżej poziomu zbiornika cieczy.



Rys. 2.
Przekrój pompy ślimakowej.

Pompy ślimakowe mają tylko trzy części ruchome. Część środkowa to ślimak napędzający. Gwint ślimaka obracając się działa jak tłok, posuwający się nieprzerwanie naprzód. Dzięki temu ciecz wykonywa ruch prostoliniowy jednostajny bez zaburzeń, całkowicie spokojnie nawet przy wielkiej szybkości obrotowej. Ślimaki boczne obracają się w kierunku przeciwnym kierunkowi obrotów ślimaka napędzającego; służą one jedynie do uszczelnienia i są napędzane tylko przez ciśnienie cieczy. Co do uszczelnienia to ma ono miejsce jedynie w punktach *a* i *b* (rys. 2); te punkty styczności tworzą linię ciągłą ograniczającą strefę zamknięcia komór roboczych. Cechą zasadniczą tych pomp jest kształt gwintu, dobrany tak, aby linie śrubowe ślimaków współpracujących uszczelniały się dokładnie w sposób przedstawiony na rys. 2. Siły promieniowe powstałe na zespole ślimaków w wyniku różnicy ciśnień na wlocie i wylocie są przejęte przez wewnętrzną walcowatą powierzchnię wkładki kadłuba. Siły osiowe również powstałe w wyniku różnicy ciśnień są zrównoważone hydraulicznie za pomocą tłoków (w pompach większych) lub są przejęte przez zwykłe łożysko oporowe (w pompach mniejszych). Gwint dwuzwojowy, stosowany z reguły na ślimakach ułatwia ich dynamiczne wyrównoważenie. Opory tarcia oraz straty z powodu nieszczelności są minimalne. Sprawność wolumetryczna jest więc szczególnie wysoka (rys. 3) i praktycznie biorąc stała, niezależna od ciśnienia i mocy (rys. 4) oraz od lepkości cieczy (rys. 5) i obciążenia w zakresie: obciążenie całkowite $\div$ $^{1}/_{5}$ tego obciążenia. Wydatek ich przy stałych obrotach jest stały i niezależny od ciśnienia.

Co się tyczy konstrukcji, to dla ciśnień do 20 kg na cm², długość ślimaka napędzającego powinna być równa jego trzykrotnej średnicy zewnętrznej (odpowiada to dwóm pełnym nitkom linii śrubowej); dla ciśnień do 60 kg/cm² długość ta równa się już 6 średnicom (5 pełnych nitek), a dla ciśnień do 200 kg/cm², długość linii śrubowej wynosi 9 nitek. Pompa wypa-



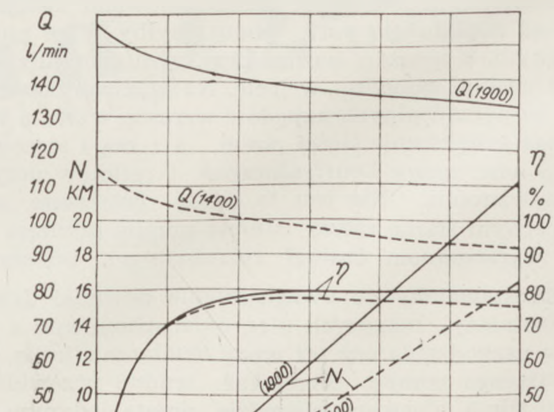
Rys. 3. Wpływ ciśnienia na sprawność pompy ślimakowej przy stałych obrotach (1450 obr/min.)

da więc stosunkowo długa. Nie jest to oczywiście wada zasadnicza, wymaga jednak odmiennego rozwiązania umieszczenia pompy. Zaletą tych pomp jest nadzwyczajna łatwość konserwacji. Są one dopiero od niedawna wprowadzone na samolotach, gdyż istniały wielkie trudności w należytym ułożyskowaniu osiowym pomp wysokociśnieniowych.

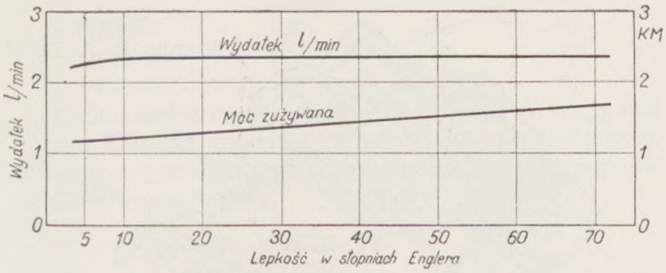
Charakterystyka niektórych typów pomp

Pompa Olaer (rys. 6)

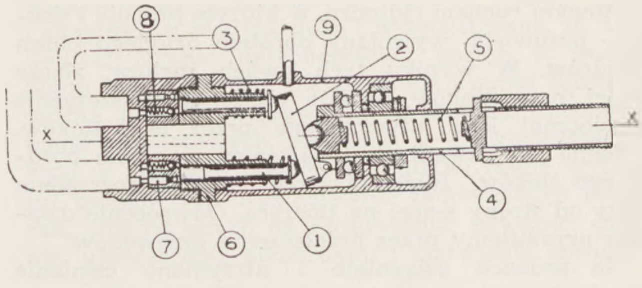
Tłoki, umieszczone osiowo (1) posiadają zakończenie półkuliste, opierające się na krzywce (2). Są one dociskane zapomocą sprężyn (3). Krzywka jest sprzężona z wałem pędzącym (4) w pobliżu swej krawędzi. Wał jest umieszczony w łożysku kulkowym. Wewnątrz wału znajduje się sprężyna (5), naciskająca na środek tarczy za pośrednictwem czopa kulistego. Tłoki znajdują się w bloku (6) zamocowanym w osłonie z zaworami wlotowym (7) i wylotowym (8). Zawory te są kulkowe jednokierunkowe. Zawór wylotowy posiada sprężynę. Kanały w głowicy osło-



Rys. 4. Charakterystyka pompy IMO przy szybkościach 1900 wzgl. 1400 obr/min. Lepkość tłoczonego oleju 10° E.



Rys. 5. Wpływ lepkości na wydatek i moc zużywaną.



Rys. 6. Pompa Olaer.

ny łączą zawory z przewodami ssącym i tłoczącym. Wnętrze pompy (9) jest pod ciśnieniem. Gdy to ciśnienie osiągnie maksymalną pożądaną wartość sprężyna (5) zostaje ściśnięta zmniejszając skok tłoków.

Zawory ze sprężynami i tłoki, z reguły nie obiecują dobrych wyników przy pracy na wielkich szybkościach lecz staranna konstrukcja pompy czyni ją zdolną do utrzymania szybkości aż do 3000 obr./min. Bardzo dokładne wykonanie tłoków i gładzi cylindrów pozwala na uzyskanie ciśnienia 200 kg/cm², największego, jakie osiągają pompy samolotowe. Konstrukcja tej pompy jest przykładem dobrego wykorzystania samoczynnej regulacji przy zmniejszeniu do minimum wad samoczynnych zaworów i tłoków.

Pomimo tych zastrzeżeń pompa ta działa zupełnie zadowalająco i jest rzeczywiście jedną z najbardziej zwartych. Z powodu małej średnicy tłoków, obciążenia są małe nawet przy wielkim ciśnieniu. To oraz samoczynna regulacja, zmniejszająca czas pracy do minimum, powodują, że po 1000 godzinach lotu nie stwierdzono zużycia, dającego się zmierzyć. Konstrukcja pompy o większym wydatku (obecnie 2 l/min. przy 2500 obr./min. i ciśnieniu 200 kg/cm²) wymaga pokonania trudności w konstrukcji należytego napędu większych tłoków i samoczynnego działania większych zaworów.

Pompa Messier P43M

Pompa ta jest najnowszą ze stosowanych przez tę firmę (rys. 7). Blok (1) pięciu cylindrów, umieszczonych promieniowo, obraca się mimośrodowo w stosunku do kadłuba pompy. Tłoki stalowe (4) opierają się na pierścieniu stalowym hartowanym, zamontowanym w kadłubie na łożysku igiełkowym (5). Każdy tłok ma skok równy dwukrotnej mimośrodowości wirnika (bloku) i każdy wykonywa jeden pełny suw w czasie 1 obrotu pompy. Zawór jednokierunkowy znajduje się na doprowadzeniu przewodu tłoczącego. Rozdzielacz nieruchomy (3) jest osadzony na zewnątrz pompy, część jego kadłuba jest umieszczona wewnątrz bloku cylindrów. Zawiera on dwa zawory: wlotowy i wylotowy. Kulkowy zawór bezpieczeństwa przepuszcza olej z powrotem do wlotu, gdy ciśnienie przekroczy ustalone maximum.

Blok cylindrów jest osadzony na stałe na tarczy sprzęgła, którego tuleja jest na stałe osadzona na wale. Włączanie sprzęgła wykonywa się za pomocą małego tłoczka (2), umieszczonego w rozdzielaczu. Sprężone powietrze, doprowadzone do tego tłoczka pcha blok cylindrów wraz z tarczą sprzęgła ku tulei. Jest to jedyna pompa samolotowa, mająca tego rodzaju urządzenie, usuwające bieg jałowy. Wymaga jednak uwagi ze strony pilota lub mechanika, gdyż po wykonaniu czynności należy pompę wyłączyć. Prócz tego sprzęgło tarczowe nakazuje taki montaż pompy, aby olej nie zalał sprzęgła, gdyż w razie zalania sprzęgło nie może pracować. Dlatego też przewód odprowadzający (ściek) jest konieczny i musi wchodzić do zbiornika ponad poziomem cieczy w tymże zbiorniku.

W pompach, przeznaczonych do pracy tylko na wielkich szybkościach, sprężyny dociskające głowice tłoków nie są potrzebne. — Gdy zachodzi konieczność uzyskania pełnego ciśnienia przy małej szybkości pompy, sprężyny są potrzebne w celu utrzymania docisku tłoków do pierścienia.

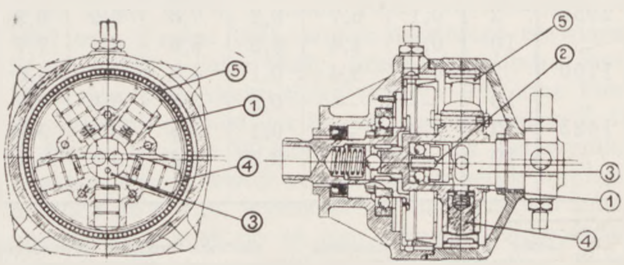
Ponieważ wszystkie powierzchnie dociskowe są cylindryczne, przeto można utrzymać szczelność nawet stosując rzadką ciecz i ciśnienie rzędu 140 kg/cm². Chcąc zwiększyć wydatek (obecnie 9 l/min. przy 2250 obr./min. i 100 kg/cm²) należy zwiększyć średnicę tłoków.

Pożądaną zmianą byłoby takie umieszczenie lub konstrukcyjne rozwiązanie sprzęgła, aby jego zalanie było całkowicie wykluczone. Odwracalność pompy wymaga wyjęcia rozdzielacza i jego przeregulowania. Jest to czynność kłopotliwa i wymagająca zasadniczo udziału specjalisty. Uproszczenie tego zagadnienia byłoby również bardzo celowe.

Z pomp wypróbowanych na samolotach w bardzo różnorodnych warunkach pompy Messier wyróżniają się ze względu nietylko na duży wydatek lecz przede wszystkim na możność pracy na bardzo wielkiej gamie szybkości, bo poczynając od 600 — 800 obr/min., a kończąc na dwóch tysiącach paruset.

Pompa R. A. D. II.

Jest to pompa o bardzo prostej i ciekawej konstrukcji, ostatnio próbowana w myśl przepisów angielskiego Ministerstwa Lotnictwa (rys. 8). Składa się ona z dwóch bloków cylindrów, obracających się na osiach, przecinających się pod kątem prostym. Tłoki są połączone parami w kształcie litery „L". W sumie są to cztery tłoki podwójne. Każdy taki tłok wykonywa dwa ruchy, jeden obrotowy, spowodowany



Rys. 7. Pompa Messier, typ 43 M.

obrotowym ruchem cylindra, w którym pracuje i drugi — posuwisty, wywołany obrotem drugiego bloku cylindrów. W wyniku tych dwóch ruchów, złącze każdej pary tłoków opisuje elipsę w płaszczyźnie dwusiecznej kąta, utworzonego przez osie tłoków.

Samo pompowanie jest następstwem ruchu posuwistego tłoków. Ruch obrotowy steruje rozrządem cieczy od strony ssącej na tłoczącą. Odwrócenie działania uzyskujemy przez przełączenie przewodów.

Na próbach osiągnięto i utrzymano ciśnienie 70 kg/cm² oraz na krótki okres — ciśnienie 90 kg/cm². Przy próbie szybkości uzyskano 3250 obr/min. W końcu tej próby wydatek spadł tylko o 1,6% (dozwolony spadek = 5%). Po zakończeniu całości prób (110 godzin pracy) zużycie części roboczych wynosiło przeciętnie 0,0076 mm. Przy szybkości 325 obr/min. szybkość tłoka wynosi 1,2 m/sek. Pompa ważyła 7,7 kg. Zużycie mocy wynosiło 1,5 KM. Pompa bardziej szybkobieżna, gdyż pracująca przy 700 obr/min., będzie ważyć 4,5 kg.

Wnioski z prób: pompa zapowiada się dobrze, gdyż a) może pracować na wielkiej gamie szybkości: 325 — 3250 obr/min. Ze względu na ciężar, pożądane jest jednak zrealizowanie wersji, pracującej poczynając od 700 obr/min.; b) uzyskiwane ciśnienie odpowiada wymaganiom, nawet bardzo ostrym; c) spadek wydatku jest tak nieznaczny na wielkich szybkościach, że praktycznie biorąc nie wchodzi w rachubę; d) wytrzymałościowo posiada pewną rezerwę, na co wskazuje pęknięcie (sztuki prototypowej) dopiero pod ciśnieniem 210 kg/cm²; e) konstrukcja jej jest bardzo prosta i zwarta.

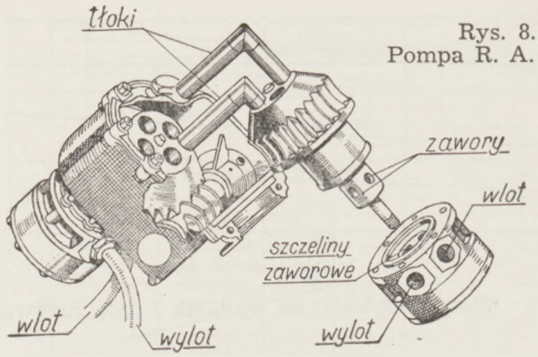
Na razie są to tylko próby i ich wyniki. Dopiero całkowita homologacja może stanowić teoretyczne kryterium przydatności. Ostateczny sąd należy jednak do praktyki, która jedyna może wydać opinię, opartą na wszechstronnym użyciu. Na razie jednak wyniki prób są obiecujące.

Pompa IMO (rys. 9)

Co się tyczy typów pomp ślimakowych lotniczych t. zw. pomp Imo, to obecnie jest ich trzy dla ciśnień do 10 kg/cm², do 60/cm² i do 70 kg/cm².

Pierwszy typ H15-3[1]) waży tylko 1,5 kg. Zakres stosowanych obrotów na min. 1425 ÷ 3400. Zużycie mocy waha się w granicach 0,1 — 0,5 KM. Jeżeli chodzi o wpływ lepkości, to oczywiście, występuje on wybitniej przy wyższych ciśnieniach i mniejszych obrotach — jak to wynika z poniższej tablicy.

n Obr/min	P kg/cm²	Moce i wydatki przy różnych lepkościach					
		1,5° E		10° E		50° E	
		KM	l/min	KM	l/min	KM	l/min
3400	2	0,1	8,4	0,2	9,5	0,2	9,9
„	10	0,3	6,1	0,4	8,6	0,5	9,4
2850	2	0,1	6,7	0,2	7,8	0,2	8,2
„	10	0,3	4,4	0,3	6,9	0,4	7,7
1700	2	0,1	3,4	0,1	4,4	0,2	4,8
„	10	—	—	0,3	3,5	0,4	4,3
1425	2	—	—	0,1	3,5	0,1	3,9
„	10	—	—	0,3	2,6	0,4	3,4

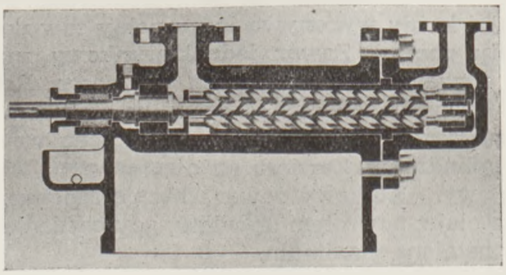


Rys. 8. Pompa R. A. D. II.

Pompa 60 kg/cm² — typ H15-6 waży 5 kg. Zakres stosowanych obrotów ten sam co i w poprzednim typie. Zakres ciśnień 20 — 60 kg/cm². Zużycie mocy 0,3 — 1,7 KM. Dla mniejszych obrotów i większych ciśnień można stosować oleje o lepkości, poczynając od 5 — 10° E.

n Obr/min	P kg/cm²	Moce i wydatki przy różnych lepkościach					
		5° E		10° E		25° E	
		KM	l/min	KM	l/min	KM	l/min
3400	20	0,6	7,8	0,6	8,5	0,7	9,0
„	60	1,6	6,0	1,6	7,2	1,7	8,2
2850	20	0,5	6,1	0,5	6,8	0,6	7,3
„	60	1,3	4,3	1,3	5,5	1,4	6,5
1700	20	0,3	2,7	0,3	3,4	0,3	3,9
„	60	—	—	0,8	2,1	0,9	3,1
1425	20	—	—	0,4	2,5	0,4	3,0
„	60	—	—	—	—	0,8	2,2

Pompa trzeciego typu V20-6 przy szybkości 7500 obr/min. i ciśnieniu 70 kg/cm² ma wydatek ~ 40 l/min. przy zużyciu mocy ~ 8,5 KM. Wyniki te uzyskano przy zastosowaniu oleju o lepkości 1,5 — 2° E. Przy 3000 obr/min. i ciśnieniu 70 kg/cm² wydatek wynosi 8 l/min. Na szybkościach 600 — 800 obr/min. pompa ta nie może pracować, ponieważ wtedy nie zawsze można osiągnąć wystarczająco wysokie ciśnienie. Ciężar jej wynosi 3,2 kg, dzięki kadłubowi z lekkiego metalu z koszulką brązową. Kadłuby pomp obu poprzednich typów są żeliwne. Ślimaki — zawsze stalowe.



Rys. 9. Pompa ślimakowa IMO na ciśnienie do 60 kg/cm²

Ponieważ długość tych pomp jest ważną ich zewnętrzną cechą, ze względów montażowych, przeto podaję niżej ich zasadnicze wymiary maksymalne w mm, przy czym długość jest liczona od zewnętrznego krańca końcówki do zewnętrznego krańca nakrętek na drugim końcu pompy.

[1]) Liczby po literze oznaczają — pierwsza średnicę zewnętrzną ślimaka napędzającego, druga — ciśnienie i tak: 3 — ciśnienie do 20 kg/cm², 6 — do ~ 60 kg/cm², 12 — do 175 kg/cm². (Przyp. autora).

Typ	Długość	Szerokość	Wysokość
H15-3	170	74	81
H15-6	272	100	85
V20-6	255	90	90

Z charakterystyki tych pomp wynika, że mają one duże szanse na zdobycie popularności w lotnictwie. Ich najpoważniejszym współzawodnikiem będzie pompa tłokowo-obrotowa.

Wnioski

Zakres zastosowania pomp na samolotach niewątpliwie będzie się rozszerzał. Jednak muszą jeszcze nastąpić ulepszenia wielu szczegółów. Tyczy się to uszczelek, lekkich stopów o możliwie małym współczynniku rozszerzalności na kadłuby i niektóre części wewnętrzne, samowyłączalności przy osiągnięciu maksymalnego ciśnienia, wyprzęgalności pompy po ukończeniu przez nią pracy; możności pracy z różną szybkością i z różnymi wydatkami (jak widzieliśmy niektóre konstrukcje rozwiązały to zagadnienie) przy użyciu cieczy o bardzo zmiennej lepkości. Inne konieczne ulepszenia tyczą się sterowania, umożliwiającego, np. jednoczesny napęd całego uzbrojenia lub jego części.

O ile można sądzić z dotychczasowych wyników, ulepszenia te nie będą kazały na siebie długo czekać, jakkolwiek będą niekiedy wynikiem przerobienia konstrukcji; tyczy się to w pierwszym rzędzie samowyłączalności. Praktyka w budowie pomp stałych i okrętowych jest tak duża i wszechstronna, że umożliwiwszy szybki dotychczasowy postęp w budowie pomp samolotowych, niewątpliwie i nadal będzie pomocna przy rozwiązywaniu zagadnień specjalnych pomp samolotowych, zwłaszcza że doświadczenie zdobyte w żegludze powietrznej ułatwi ocenę wyników już osiągniętych oraz celowość zamierzanych rozwiązań, zmierzających do zwiększenia pewności działania, uproszczenia konstrukcji i ułatwienia obsługi.

Źródła

1. Hydraulic pumps for aircraft—Aircraft Engineering, November 1937.
2. Pomp or motor — Flight, 17.III.1938.
3. Opis fabryczny pomp Messier.
4. Katalogi i opisy fabryczne pomp IMO.

Some Types of Hydraulic Pumps for Aircraft

Summary

The properties of pumps for operation of hydraulic drives on aircraft and their working conditions are discussed. Proposed constructive solutions with regard to safety. General characteristics of the present types. Their merits and disadvantages from the standpoint of design and utilisation. Description of some types, their range of utilisation. Performance: power, speed, pressure, output (at various viscosities). Conclusion: necessary modifications.

Chłodzenie silników gwiazdowych i zachodzące w nich procesy spalania

Kurt Löhner

Z oryginału pt. „Über Kühlung und Verbrennungsvorgänge des Sternmotors". Gesammelte Vorträge der Hauptversammlung 1937 der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung, str. 261—268, przetłumaczył inżynier J. Brynikowski.

Moce uzyskiwane w chłodzonych powietrzem silnikach gwiazdowych, wzrastając od 500 KM, w ciągu ostatniego dziesięciolecia przekroczyły znacznie 1000 KM w silniku jednoszeregowym. Towarzyszyło temu obniżenie jednostkowego zużycia paliwa w czasie przelotu z 250 g/KM godz. do wartości poniżej 200 g/KM godz. Postępom tym należy zawdzięczać, że silnik gwiazdowy dzięki swej prostej konstrukcji zdobywał coraz większą przewagę i to zarówno w lotnictwie komunikacyjnym jak i wojskowym.

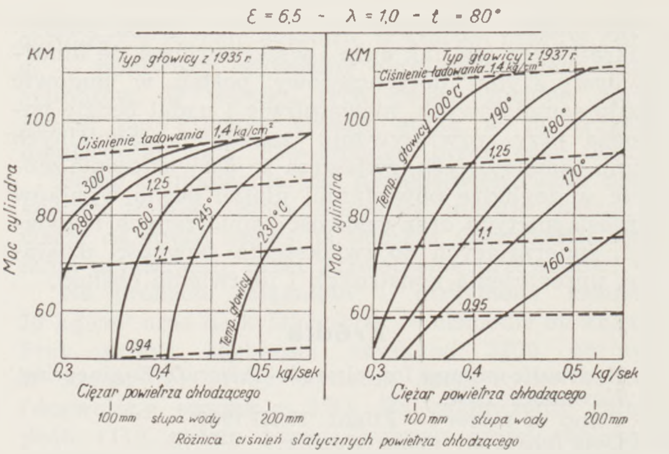
Dla umożliwienia tych udoskonaleń silnika gwiazdowego musiano przeprowadzić ważne prace badawcze. Poza dalszym rozwojem licznych elementów silnika, jak łożyska korbowodowe, zawory, tłoki, sprężarki i mechanizmy napędowe, dotyczyły one przede wszystkim przebiegów zachodzących przy chłodzeniu i spalaniu w silniku. Te ostatnie wymagały wyczerpującego studium, w którym pracę inżyniera-pomiarowca musiała uzupełnić praca inżyniera zajmującego się produkcją a w szczególności odlewnika i metalurga. Wszystkie wyniki pomiarów, podane w niniejszym artykule, pochodzą z prac badawczych wykonanych w ciągu roku 1937 w prowadzonym przez autora, a opracowującym nowe konstrukcje, oddziale firmy BMW (Bayerische Motorenwerke) w Monachium.

Postęp w dziedzinie chłodzenia daje się łatwo zauważyć już na podstawie zewnętrznego wyglądu cylindrów. Jako przykład może służyć rys. 1, przedstawiający 3 cylindry w kolejności ich udoskonalania



Rys. 1. Etapy rozwoju cylindra.

przez firmę BMW, a mianowicie konstrukcję z roku 1927 oraz z roku 1935, wobec ostatniego rozwiązania firmy BMW z roku 1937. Średnica cylindra wynosi 155,5 mm, przy skoku tłoka równym 162 mm. Pierwsze cylindry pochodzą z licencji zakupionej w r. 1927 w firmie Pratt & Whitney, ostatni zaś jest wynikiem własnej pracy rozwojowej. Odstęp żeberek zmniejszono z 9,3 do 5 mm, wysokość zaś najwyższych żeberek powiększono z 30 do 44 mm. Powierzchnie żeberek chłodzących tych trzech cylindrów wynoszą kolejno

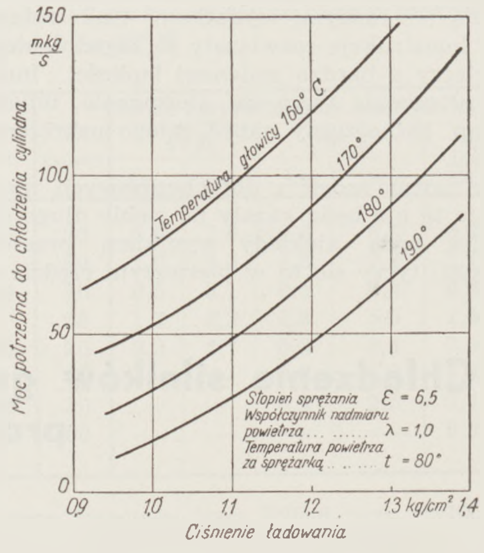


Rys. 2. Porównanie mocy i temperatur dwóch cylindrów.

0,83, 1,4 oraz 1,85 m^2 na jeden cylinder. Udoskonalenie użebrowania cylindrów nowego typu stało się możliwe dzięki wyczerpującym pracom badawczym. Stawia ono zdolnościom wykonawczym odlewni nadzwyczaj wysokie wymagania.

Specjalnym zadaniem było wyszukanie dla cylindrów najodpowiedniejszego prowadzenia powietrza chłodzącego. Pod tym względem nastąpiła w trakcie doskonalenia konstrukcji cylindrów zmiana stojąca w ścisłym związku z podwyższeniem żeberek. Mianowicie przy poprzednio stosowanych żeberkach o małej wysokości zachodziła konieczność pozostawienia wolnej przestrzeni między deflektorami (owiewkami), a wierzchołkami żeberek, ponieważ pomiędzy niższymi żeberkami mogłaby przepłynąć tylko stosunkowo mała ilość powietrza, wskutek czego przy deflektorach zanadto zbliżonych do cylindra różnica temperatur między przednią i tylną stroną cylindra byłaby zbyt duża. Dlatego zadowolono się deflektorami umieszczonymi tylko na tylnej połowie cylindra i pozostawiającymi poza tym między wierzchołkami żeberek a blachami deflektorów szczelinę o szerokości 5 mm i więcej. Przy najnowszych cylindrach można deflektory poprowadzić dalej ku przodowi i oprzeć je na żeberkach, ponieważ wyższe żeberka pozwalają na przepływ większej ilości powietrza. Poza tym poczyniono pewne udoskonalenia stwarzające zwiększoną różnicę ciśnień przed i za cylindrem. Polegają one — poza ogólnym zwiększeniem szybkości lotu — na zastosowaniu przestawialnych klap na wylocie z osłony silnikowej dzięki czemu przy wznoszeniu się rozporządza się znacznie większymi różnicami ciśnień do wytworzenia przepływu powietrza obok cylindrów.

Największe znaczenie dla uzyskania warunków, w których opór powietrza działający na wbudowany silnik jest najmniejszy, ma użycie do chłodzenia możliwie małej ilości powietrza. Wykonanie korzystnego okapotowania dla cylindra powinno zatem wychodzić z tego punktu widzenia, aby zużywając możliwie małą ilość powietrza, uzyskać możliwie dobre i równomierne chłodzenie wszystkich części cylindra. Wyniki w wypadku cylindrów nowego typu są znacznie lepsze niż w starszych konstrukcjach. Rys. 2 przedstawia wykres, na którym dla porównania obu typów cylindrów poprowadzono szereg krzywych, podających moc cylindrów i ich temperatury w zależności od ciężaru powietrza chłodzącego, przepływającego przez żeberka cylindrów, bądź też w zależności od różnicy ciśnień panujących przed cylindrem i na tylnej jego części. Jest przy tym widoczne, że przy równych każdorazowo ciśnieniach ładowania, dalej przy równych temperaturach na wlocie, wynoszących 80° C i jednakowym składzie mieszanki, wyregulowanym w rozpatrywanym przypadku tak, aby odpowiadał stosunkowi stechiometrycznemu — uzyskuje się znaczny przyrost mocy. Ten fakt należy głównie tłumaczyć tym, że zassana mieszanka mniej intensywnie się nagrzewa od chłodniejszych ścianek cylindra nowego typu, co pociąga za sobą większy ciężar dawki. Rys. 2 wskazuje dalej na to, że przy tej samej mocy i tym samym ciężarze powietrza chłodzącego temperatura cylindra nowego typu jest znacznie niższa niż cylindra z r. 1935, a różnica wynosi ponad 70° C. Dzięki temu wzrasta bardzo oddalenie od temperatury, przy której wytrzymałość stopu glino-



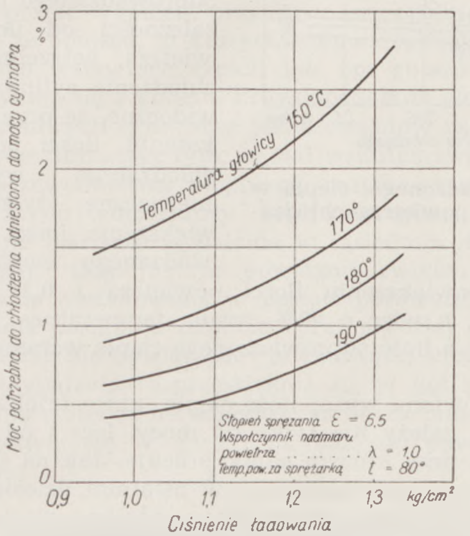
Rys. 3. Moc potrzebna do chłodzenia w zależności od ciśnienia ładowania.

wego gwałtownie spada. Wskutek większej wytrzymałości chłodniejszej głowicy cylindra jest możliwa praca silnika przy ciśnieniach znacznie wyższych niż dotychczas. Za dalszą korzyść, płynącą ze znacznego powiększenia powierzchni chłodzącej, należy uważać to, że nawet w zakresie małych szybkości powietrza, np. przy wznoszeniu się samolotów o małej szybkości, nie przekracza się jeszcze dopuszczalnych temperatur nawet przy stosunkowo dużej mocy.

Podczas gdy w początkowym stadium rozwoju silników chłodzonych powietrzem przyjęte było chłodzenie silnika w pewnej mierze od wewnątrz paliwem przez jego wysokie zużycie, można obecnie w oparciu o dobre chłodzenie, albo urzeczywistnić bardzo wysokie moce z cylindra, albo też obniżyć zużycie paliwa do wartości, przy długotrwałej pracy dotychczas niespotykanych.

Próby wykazały, że przy dużym nadmiarze paliwa (mieszanki bogate) przechodzenie ciepła było małe i że z zubożaniem mieszanki wzrastało ono do swej maksymalnej wartości, leżącej mniej więcej przy stechiometrycznym stosunku paliwa do powietrza. Od tego punktu począwszy przechodzenie ciepła przy dalszym zubożaniu znowu malało. Przy tych zmianach w zużyciu paliwa konieczne jest przestawianie punktu zapłonu w ten sposób, aby przy dużym nadmiarze powietrza zapłon był bardzo wczesny.

Opór silnika składa się z oporu, na który napotyka na swej zewnętrznej powierzchni stosunkowo duża gondola silnika łącznie z zaburzeniami, które ona wywołuje na skrzydle i pozostałych częściach płatowca, oraz z oporu, który stwarza użyta do chłodzenia część powietrza na swej drodze przez wnętrze gondoli silnika. Ten wewnętrzny opór w małej mierze zależy od ukształtowania wnętrza osłony silnikowej, w dużym stopniu natomiast od ukształtowania powierzchni chłodzącej cylindrów i ich deflektorów. Ten opór wewnętrzny t. zn. moc potrzebną do chłodzenia należy utrzymać możliwie małą. Uzyskuje się to, jak już



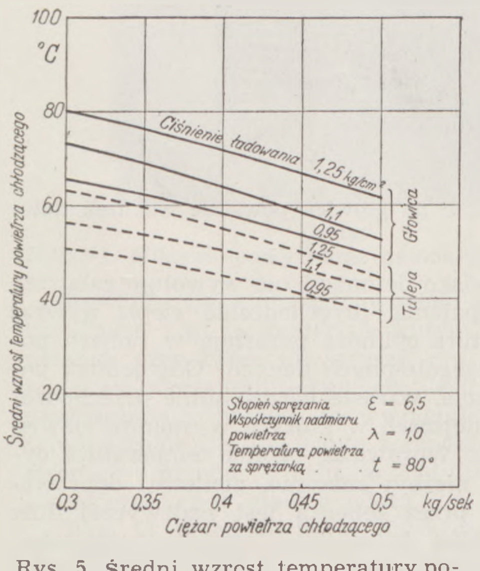
Rys. 4. Moc potrzebna do chłodzenia, odniesiona do mocy cylindra w zależności od ciśnienia ładowania.

zaznaczono, przez dobre wykorzystanie powietrza chłodzącego zapomocą odpowiednich deflektorów a dalej przez to, że dąży się do możliwie małej różnicy ciśnień przed i za cylindrem, która to różnica jest potrzebna do uzyskania przepływu. Chodzi o to, aby w wypływającym znowu z osłony silnikowej powietrzu pozostawić jeszcze możliwie dużo energii.

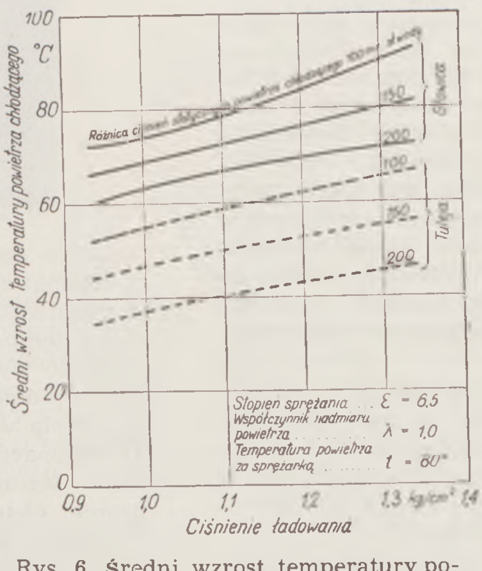
Przy przepływie przez przestrzeń wewnątrz osłony silnikowej powietrze chłodzące doznaje w wielu miejscach strat energii. Powietrze dopływające do osłony musi najpierw na wlocie do niej ulec opóźnieniu, przy czym daje się zauważyć niekorzystny wpływ piasty śmigła i nasad (wewnętrznych końców) jego łopatek niekorzystnie pod względem aerodynamicznym ukształtowanych. Osiowa składowa przepływu wewnątrz osłony silnikowej przed cylindrami jest bardzo mała; występują tam wywołane obrotem śmigła ruchy powietrza o kierunku stycznym; dalej wewnątrz osłony przed cylindrami ma się często do czynienia z wirującym pierścieniem powietrznym, który powstaje z jednej strony z powodu dużej szybkości przepływu przy krawędzi osłony, gdzie, jak wiadomo, przy opływie osłony panuje największa szybkość i najniższe ciśnienie, z drugiej strony wskutek odśrodkowego działania nasad łopatek śmigła, wskutek czego ten ruch powietrza ma przy reduktorze składową o kierunku odwrotnym. Te różne zaburzenia przepływu dają straty, których nie można lekceważyć.

Wychodząc z ciśnienia przed silnikiem, należy teraz przyspieszyć powietrze do szybkości, jaka panuje między żeberkami chłodzącymi. Przebieg ten daje się uskutecznić prawie bez strat. Powietrze przepływa teraz między żeberkami ze stosunkowo dużą szybkością, tracąc przy tym energię wskutek tarcia o ścianki i wskutek wirów. W trakcie tego odbywa się właściwe chłodzenie cylindra, przy czym istnieje ścisła zależność między stratą ciśnienia wskutek tarcia o ścianki a przechodzeniem ciepła. Ponieważ za cylindrami szybkość przepływu staje się znowu bardzo mała, musi powietrze przy wyjściu spośród żeberek chłodzących znowu ulec opóźnieniu. Powstają przy tym bardzo duże straty, które zużywają całą prawie energię kinetyczną, którą powietrze miało między żeberkami. W silniku BMW 132 straty te wynoszą 45 — 60% energii powietrza przed cylindrem, tak że przez tarcie o ścianki i wiry między żeberkami tylko 40 — 55% zostaje niejako wykorzystane do chłodzenia. Przy wypływie z osłony silnikowej powietrze chłodzące znowu zostaje nieco przyspieszone, przy czym jednak powstają tylko małe straty. Dla rozpatrzenia właściwego procesu chłodzenia jest celowe brać pod uwagę tylko te straty, które powstają przy przyspieszeniu powietrza w chwili wejścia między żeberka, przy przepływie przez nie i przy wypływie z pomiędzy nich, a więc tylko najważniejszą część strat, przy czym za podstawę należy wziąć współczynnik sprawności dla przepływu powietrza równy 100%. Rys. 3 podaje niezbędne do chłodzenia zapotrzebowanie mocy w zależności od różnicy ciśnień przed i za cylindrem. Zapotrzebowanie mocy do chłodzenia jest oczywiście tym większe, im niższa ma być temperatura cylindra, oraz im wyższe jest ciśnienie ładowania przy stałej temperaturze.

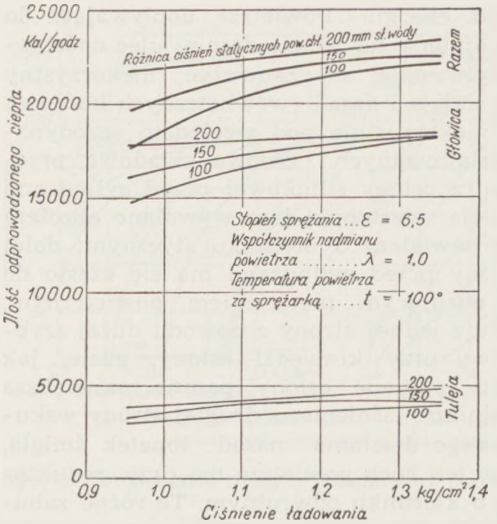
Ze wzrostem ciśnienia ładowania wzrasta moc silnika,



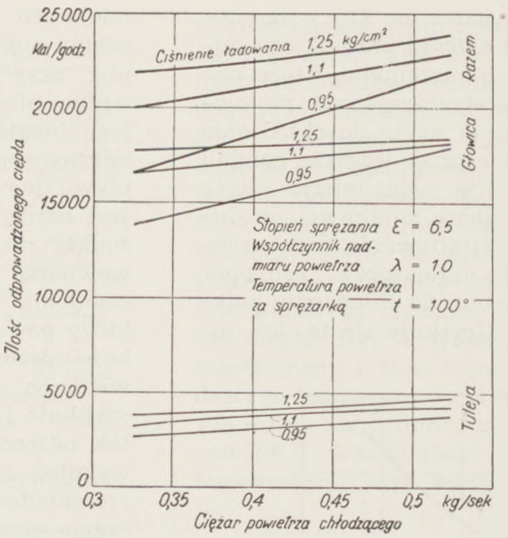
Rys. 5. Średni wzrost temperatury powietrza chłodzącego w zależności od jego ciężaru.



Rys. 6. Średni wzrost temperatury powietrza chłodzącego w zależności od ciśnienia ładowania.



Rys. 7. Ilość odprowadzonego ciepła w zależności od ciśnienia ładowania.



Rys. 8. Ilość odprowadzonego ciepła w zależności od ciężaru powietrza chłodzącego.

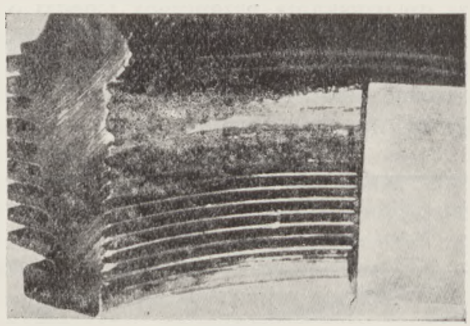
wobec czego odniesione do mocy silnika zapotrzebowanie mocy do chłodzenia przy stałej temperaturze wzrasta wolniej, co jest widoczne na rys. 4. Dlatego zarówno przy krótkotrwałej mocy startowej, jak i przy mocy przelotnej dla uzyskania dostatecznego chłodzenia trzeba zużyć do tego celu tylko około 1% mocy silnika. Nasuwa się przy tym uwaga, że to zużycie mocy do chłodzenia należy rozumieć jako nieuwzględniające stopnia sprawności dmuchawy czy też śmigła, wobec czego odniesione do mocy silnika na płatowcu wzrośnie ono o conajmniej 0,5%.

Przepływając między żeberkami, powietrze chłodzące ogrzewa się. Na podstawie tego ogrzania można ocenić stopień wykorzystania powietrza chłodzącego. Rys. 5 podaje dla różnych ciśnień ładowania przyrost temperatury powietrza chłodzącego w zależności od ilości, w jakiej ono przepływa. Przyrost temperatury przy tulei cylindra jest mniejszy niż przy głowicy, ponieważ przechodzenie ciepła w obszarze skoku tłoka jest znacznie mniejsze niż na głowicy, a poza tym żeberka chłodzące tulei wykonane ze stali mogą przenieść do powietrza znacznie mniej ciepła. Przyrost temperatury powietrza wynoszący średnio około 60° C wskazuje, że już osiągnęło się granicę możliwego wykorzystania powietrza, albowiem ze wzrostem temperatury odpływającego powietrza musi wystąpić wzrost różnicy temperatur między przednią i tylną stroną cylindra. Przy dalszym zmniejszaniu ilości powietrza należałoby oczekiwać pewnych trudności, zwłaszcza w odniesieniu do tulei cylindra, ponieważ dalszy wzrost temperatury wywierałby destrukcyjne działanie na smarowanie i pracę tłoka, przy czym wskutek wyższych temperatur zagrożona byłaby szczególnie tylna strona cylindra.

Rys. 6 podaje w analogiczny sposób przyrost temperatury powietrza w zależności od ciśnienia ładowania i to dla szeregu różnic ciśnień przed i za cylindrem. Podwojenie różnicy ciśnień statycznych ze 100 na 200 mm sł. wody obniża przyrost temperatury powietrza chłodzącego o 15—20° C.

Z przyrostu temperatury przepływającego powietrza i jego ilości można obliczyć ilość odprowadzanego z cylindra ciepła. Rys. 7 podaje tę odprowadzoną ilość ciepła w zależności od ciśnienia ładowania dla różnic ciśnień statycznych od 100 do 200 mm sł. wody. Naniesiono na nim przy tym zarówno ilość ciepła odprowadzoną z tulei i głowicy jak i ilość ciepła całkowitą. Analogicznie rys. 8 podaje ilość odprowadzanego ciepła w zależności od ilości powietrza, potrzebnego do chłodzenia cylindra. Jest widoczne, że przy powiększeniu ilości powietrza chłodzącego występuje nieznaczne tylko powiększenie ilości odprowadzanego ciepła. Np. przy powiększeniu ilości powietrza z 0,34 na 0,51 kg/sek., a więc o 50%, spada temperatura głowicy o 15° C, a ilość odprowadzonego ciepła wzrasta o około 6%.

Omówiona wyżej ilość ciepła, które trzeba odprowadzić, zależy nie tylko od mocy, lecz i od zużycia paliwa, przy którym silnik pracuje. Jak na początku zaznaczono, udoskonalenia w ostatnim dziesięcioleciu odnoszą się zarówno do mocy silnika jak i zużycia paliwa. Jedno i drugie zwiększa obciążenie termiczne cylindra i wywołuje skłonność do detonacji. Poważna część uzyskanych ulepszeń przypada w udziale paliwom, które zostały udoskonalone przez podwyższenie ich liczby oktanowej z 73—80 do 87 a częściowo do 95—100.



Rys. 9. Wypalenie na głowicy powstałe wskutek detonacji.

Dopóki zjawisko detonacji nie wywołuje zaburzeń w przebiegu spalania, przechodzenie ciepła a wraz z nim temperatura cylindra pozostają w ramach poprzednio wyszczególnionych danych. Gdy jednak pojawi się detonacja, wzrasta bardzo silnie przechodzenie ciepła w miejscach w których występują zjawiska detonacyjne. Wprawdzie ogólna temperatura cylindra wzrasta niezbyt znacznie, ponieważ odprowadzanie ciepła przez żeberka jest nadzwyczaj duże i występują tylko miejscowe wzrosty temperatur, jednak przewodzenie ciepła w samym materiale jest za małe, aby uniknąć miejscowych przegrzań.

Rys. 9 przedstawia skutki działania zjawisk detonacyjnych na głowicy. Zjawisko detonacji, fizykalnie jeszcze niezupełnie wyjaśnione, można sobie w ten sposób przedstawić: Po zapoczątkowaniu spalania przez świece, postępuje ono od nich naprzód, przy czym wskutek uwarunkowanego spalaniem wzrostu ciśnienia w cylindrze, wzrasta ciśnienie i temperatura niespalonej jeszcze reszty mieszanki. W tych warunkach ta reszta mieszanki detonuje, dając znane zjawisko detonacji, przy czym zostanie tu pominięte omawianie wpływu, jaki na zapłon mają fale ciśnienia, procesy chemiczne i zjawiska promieniowania. Skutki detonacji są więc widoczne zawsze w miejscach leżących w znacznej odległości od świec. Mają one postać wypaleń, przy czym szczególnie zagrożone są te miejsca, w których stalowa tuleja cylindra albo inne wstawione części, jak np. gniazda zaworów, stykają się z glinem. Prawdopodobnie górna krawędź stalowych cylindrów jest szczególnie zagrożona. To należy tłumaczyć tym, że stal wskutek swego gorszego przewodnictwa cieplnego rozgrzewa się miejscowo aż do temperatury topliwości glinu i potem wywołuje pierwsze wypalenia w sąsiednim materiale glinowym. Gdy już raz powstanie zwiększona powierzchnia zaatakowana w postaci porowatej, proces wypalania postępuje naprzód coraz szybciej wskutek zwiększenia się powierzchni przenoszącej ciepło. Zjawisko wypalania rozprzestrzenia się w dół za stalową tuleją cylindra na odległość aż do 15 mm, ponadto przesuwa się w górę i na boki po powierzchni głowicy.



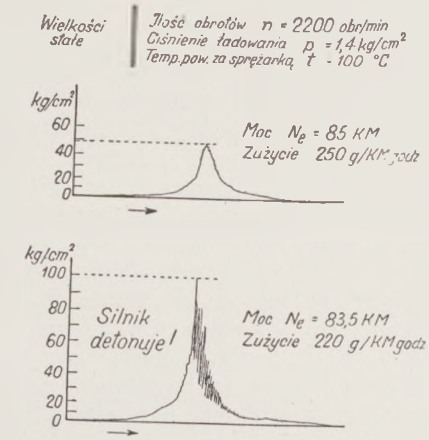
Rys. 10. Wypalenie na tłokach powstałe wskutek detonacji.



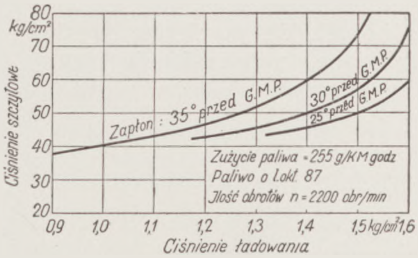
Rys. 11. Mikroskopowy obraz detonacyjnego wypalenia.

Rys. 10 uwidacznia odpowiednie zjawiska na tłoku. Także i tu, w materiale kutym, występuje wypalanie, przy czym towarzyszy mu zjawisko zaklejania się pierścieni tłokowych. Jeśli obie świece są umieszczone z przodu, to wypalanie występuje na tylnej stronie; jeśli są użyte 2 świece po przeciwnych stronach z przodu i z tyłu, to ślady detonacji spotyka się najczęściej w okolicy wlotu.

Rys. 11 przedstawia w 100-krotnym powiększeniu mikroskopowy obraz wypalenia na głowicy. Można ustalić, że najpierw wypala się ze stopu eutektyka, a twarde kryształy pozostają jeszcze przez pewien czas.



Rys. 12. Wykresy indykatorowe z drganiami detonacyjnymi i bez nich, zdjęte indykatorem elektronowym (oscylografem katodowym).



Rys. 13. Ciśnienia szczytowe w zależności od ciśnienia ładowania.

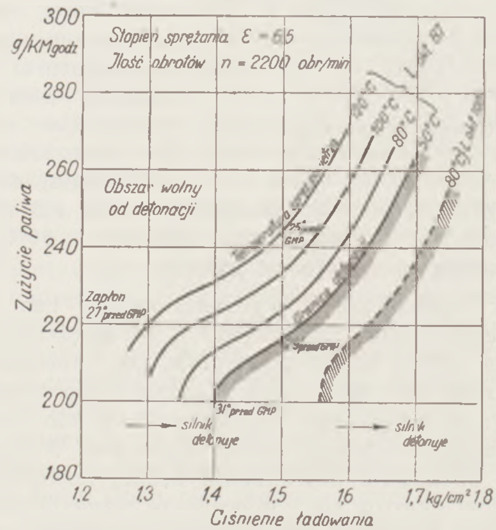
Wysoka temperatura zasysanego powietrza zwiększa bardzo silnie skłonność do detonacji. Niestety dzisiejsze wymagania co do lotów wysokościowych pociągają za sobą bardzo wysokie temperatury sprężonego powietrza. Np. przy ciśnieniu ładowania równym 1 at. abs. na wysokości 6 km temperatura powietrza sprężonego, bez uwzględnienia ciepła potrzebnego do podgrzania i odparowania paliwa wynosi 60°C, chociaż w otoczeniu panuje temperatura 21° C poniżej zera. Już nawet w wypadku sprężarki zainstalowanej do pracy przy ziemi przy ciśnieniu ładowania 1,5 at. abs. otrzymuje się w atmosferze wzorcowej 60°C jako temperaturę powietrza sprężonego.

Przy sprężarkach wysokościowych bez dwubiegowego napędu, temperatury po sprężeniu przekraczają 100° C, tak że ze względu na detonację użyteczną moc startową można osiągnąć tylko za pomocą nadzwyczaj wysokiego zużycia paliwa, albo za pomocą paliwa o wyższej liczbie oktanowej. Wobec wysokiego obciążenia powierzchni nośnej nowoczesnych samolotów okazuje się konieczne ze względu na start stosowanie sprężarek dwubiegowych w celu uzyskania wyższych mocy startowych a tym samym krótszej drogi startu.

Lepiej chłodzone ścianki cylindra przenoszą mniej ciepła na wpływającą do cylindra mieszankę, z czego wynika mniejsza skłonność do detonacji przy dobrym chłodzeniu cylindra. Stąd wniosek, że przy wznoszeniu się z małą szybkością należy znów liczyć się z większą skłonnością do detonacji. Szczególnie w tym stadium lotu dają się zauważyć korzyści wypływające z polepszenia chłodzenia przez najnowszego typu użebrowanie silnika BMW132. Przy danej temperaturze powietrza i danych obrotach skłonność do detonacji wzrasta z ciśnieniem ładowania. Indykując przebiegi w cylindrze za pomocą indykatora kwarcowego i rury Brauna, można zdjąć wykres zjawiska detonacji. Rys. 12 podaje takie wykresy z których górny został zdjęty, gdy zjawisko detonacji w silniku nie występowało, dolny zaś podczas detonacji. Ciśnienia detonacji nie są jednak we wszystkich po sobie następujących cyklach pracy jednakowe, lecz przy ściśle określonym nastawieniu silnika

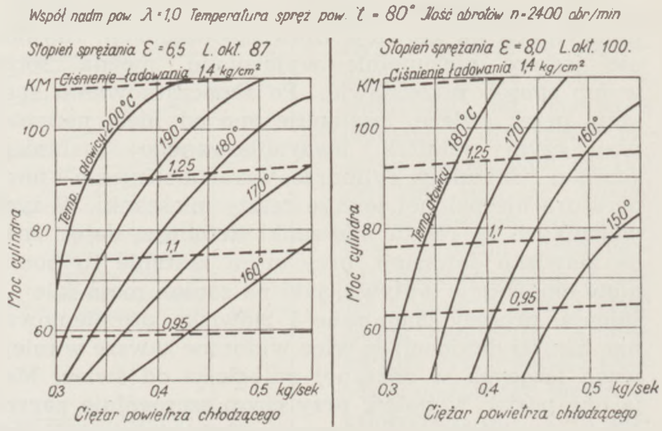
ulegają one wahaniom. Również amplituda zdjętych indykatorem pulsacji detonacyjnych ulega zmianom. To może całkiem dobrze pochodzić stąd, że przebieg spalania, wskutek małych różnic w ruchu wirowym mieszanki, rozdziale paliwa itd., wykazuje pewną zmienność. Rys. 13 podaje dla różnych przedzwrotności zapłonu zależność ciśnień detonacji [1]) od ciśnienia ładowania, przy czym w wypadku wykresów o różnej wysokości określono ciśnienia jako wartości średnie przez zmierzenie i przeliczenie. Okazuje się, że stosując późniejszy zapłon przy wysokim ciśnieniu ładowania można granicę detonacji w znacznym stopniu oddalić.

Ze względu na pracę silnika rzeczą bardzo ważną jest znać zależność między występowaniem zjawisk detonacji, a zużyciem paliwa. Badania wykazały, że przy niezbyt wysokiej mocy detonacja nie występuje ani przy bardzo bogatej ani też przy bardzo ubogiej mieszance, istnieje natomiast między tymi dwoma regulacjami obszar detonacji. W tym obszarze detonacja występuje najintensywniej w okolicy stechiometrycznego stosunku paliwa do powietrza, analogicznie jak wyżej omówione przechodzenie ciepła, które przy tym składzie mieszanki jest też największe.



Rys. 14. Granice detonacji w zależności od ciśnienia ładowania i zużycia paliwa.

Rys. 14 przedstawia zależność granic detonacji od zużycia paliwa i to zarówno dla liczby oktanowej 100 i temperatury powietrza sprężonego 80° C, co ma miejsce w silnikach wysokościowych, jak i dla liczby 87 i temperatury powietrza sprężonego 50, 80, 100 i 120° C. Zmieniano przy tym także przedzwrotność zapłonu, opóźniając zapłon ze wzrostem ciśnienia ładowania zgodnie z wymaganiem, aby przy każdym ciśnieniu ładowania uzyskać najkorzystniejszą moc. Przy całkiem ubogich mieszankach byłoby celowe pewne dodatkowe przyspieszenie zapłonu. Z wykresu widać wyraźnie, że w obszarze wyższych mocy należy być ostrożnym przy stosowaniu zużycia paliwa rzędu 210 g/KM godz. Stopień sprężania dzisiejszych silników wynosi powszechnie ok. 6,5 : 1, dostosowując się do używanego dziś prawie wyłącz-

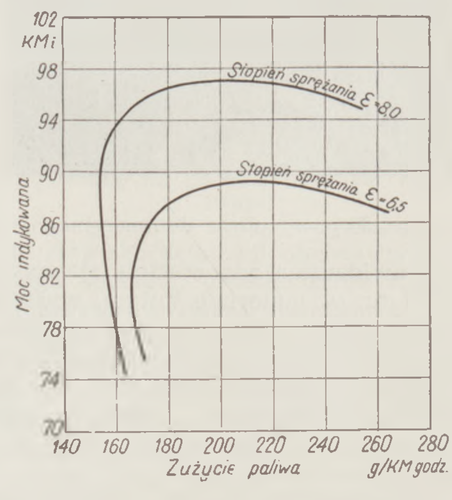


Rys. 15. Moc, temperatura cylindra i potrzebna ilość powietrza chłodzącego przy ε = 6,5 i ε = 8,0.

nie paliwa o l. okt. 87. Pojawienie się paliw o l. okt. 100 skłania do zbadania możliwości, jakie można osiągnąć przy użyciu tego paliwa. Jak widać z rys. 14, przy tym samym stopniu sprężania można w porównaniu z paliwem o l. okt. 87 podwyższyć ciśnienie ładowania o 0,2 at., nim wystąpi detonacja. Szczególnie przy większym zużyciu paliwa istnieje dzięki temu możliwość znacznego zwiększenia mocy, co jest rzeczą cenną przy starcie samolotów o dużym obciążeniu powierzchni nośnej.

Podwyższając stopień sprężania i rezygnując przy tym z wykorzystania bardzo wysokiej mocy startowej, można z drugiej strony obniżyć jednostkowe zużycie paliwa. Należy przy tym zaznaczyć, że używając paliwa o l. okt. 100 przy stopniu sprężania 1 : 8 można jednak jeszcze uzyskać okrągło 1000 KM do startu w 9-cylindrowym silniku przyziemnym.

Rys. 15 podaje porównanie mocy i temperatur głowicy dla obu stopni sprężania 6,5 i 8 w zależności od ciężaru powietrza chłodzącego i ciśnienia ładowania. Przy niższym ciśnieniu ładowania moc jest znacznie wyższa przy stopniu sprężania 8, co jest do przewidzenia z uwagi na dalej posuniętą ekspansję; jednak przy wysokich ciśnieniach ładowania moc jest jednakowa przy obu stopniach sprężania, gdyż korzystnej ekspansji przy wysokim stopniu sprężania przeciwstawia się nieco większe



Rys. 16. Moc indykowana i zużycie paliwa przy ε = 6,5 i ε = 8,0.

1) Zasadniczo wykres ten podaje ciśnienia szczytowe w cylindrze. Ciśnienie szczytowe staje się ciśnieniem detonacji dopiero powyżej pewnych granicznych ciśnień ładowania (przyp. tłumacza).

napełnienie cylindra o mniejszym stopniu sprężania, a to wskutek wypełnienia przestrzeni kompresyjnej świeżą mieszanką. Podwyższenie stopnia sprężania przy wysokich ciśnieniach ładowania nie daje więc wzrostu mocy. Szczególne znaczenie ma okoliczność, że przy wyższym stopniu sprężania temperatury głowicy leżą znacznie niżej, a mianowicie o 12—15° C. W szczególności można to wytłumaczyć tym, że spaliny mają niższą temperaturę przy końcu ekspansji i że wskutek tego przechodzenie ciepła podczas suwu wydechu jest mniejsze. Rys. 16 podaje, co można osiągnąć w odniesieniu do zużycia paliwa. Na tym rysunku dla obu stopni sprężania 6,5 i 8 naniesiono moc indykowaną i indykowane zużycie paliwa przy ciśnieniu ładowania 0,95 at. Przy wyższym stopniu sprężania zużycie w najkorzystniejszym punkcie spada aż do 154 g/KMgodz., wobec 166 przy stopniu sprężania 6,5. W każdym razie przy tym niskim zużyciu paliwa moc leży już prawie 10% poniżej mocy najwyższej. Te niskie zużycia osiągalne w jednocylindrówce silnika lotniczego nie dają się jednak nastawić w silniku wielocylindrowym, ponieważ rozdział mieszanki pomiędzy poszczególne cylindry nigdy nie może być tak równomierny i ponieważ prócz tego praca silnika w takim punkcie nie jest dostatecznie ustabilizowana, aby przy krótkotrwałym, nieznacznym spadku ilości paliwa, np. wskutek bańki powietrza lub przyspieszenia samolotu, uniknąć natychmiastowego spadku ilości obrotów. Oprócz tego brak jeszcze dzisiaj przyrządów, któreby pozwoliły nastawić skład mieszanki w dostatecznie do tego celu wąskich granicach. Wobec tego w praktyce musi się pozostać przy zużyciu co najmniej o 10% wyższym od tego najmniejszego, przy czym można w tym wypadku przeprowadzić regulację np. na podstawie analizy spalin.

Zadaniem niniejszego artykułu było zaznajomienie z zasadami, które umożliwiły znane powiększenie mocy chłodzonego powietrzem silnika gwiazdowego. Najważniejszy udział w tym rozwoju ma udoskonalenie chłodzenia przy równoczesnym zastosowaniu ulepszonych paliw. W trakcie zmiany kształtów żeberek chłodzących i owiewków zużycie mocy do chłodzenia nie wzrosło, lecz, odniesione do mocy silnika, nawet zmalało. Nie należy przy tym w żadnym razie rozwoju silnika gwiazdowego uważać za ukończony; są bowiem jeszcze do wykorzystania możliwości dalszych ulepszeń.

III Doroczny Zjazd Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung

Inż. Jan Tuszyński

W dniach 12 do 15 października br. odbył się w Berlinie Zjazd Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung; zjazd ten był trzecim z kolei, drugim odbytym w Berlinie i również drugim zjazdem, na którym „Technika Lotnicza" miała swego przedstawiciela w osobie autora niniejszego sprawozdania.

Czytelników, którzy nie znają dotychczas Lilienthal-Gesellschaft, odsyłam do mojej zeszłorocznej korespondencji[1]), w której poświęciłem dłuższy wstęp na omówienie genezy, celów i metod pracy tego stowarzyszenia, którego odpowiednikiem na terenie Polski byłby Związek Polskich Inżynierów Lotniczych. Również Lilienthal Gesellschaft zrzesza wszystkich niemieckich inżynierów lotniczych, jednak mimo tego samego zakresu działania nie zdziwi nikogo bez porównania większa liczebność związku niemieckiego, wynikająca z ogromnego rozwoju niemieckiego lotnictwa. Wystarczy podkreślić, że ilość uczestników tegorocznego zjazdu, rekrutujących się w przeważającej mierze z członków Lilienthal Gesellschaft, wyraziła się bieżącego roku liczbą ok. 2200 osób, w czym zaledwie ok. 150 gości zagranicznych.

Chcąc wyrobić sobie pojęcie o liczebności wyższego personelu technicznego, zatrudnianego przez lotnictwo niemieckie, należy wziąć pod uwagę, że w tegorocznym zjeździe nie wzięli oczywiście udziału wszyscy członkowie Lilienthal-Gesellschaft. W ten sposób po pomnożeniu wynikającej z powyższych danych liczby 2000 uczestników niemieckich przez współczynnik, którego dobór pozostawiam ocenie czytelników, dojdziemy do liczb naprawdę imponujących. Zresztą okoliczność tę miałem sposobność podkreślić w swoim zeszłorocznym sprawozdaniu.

Po zeszłorocznym zjeździe, odbytym w atmosferze niezwykle uroczystej i z kładzeniem silnego nacisku na narodowo - socjalistyczny charakter niemieckiej techniki lotniczej, tegoroczna manifestacja stwarzała w pewnym stopniu wrażenie większej swobody. W dużej mierze przyczyniło się do tego niewątpliwie uniknięcie wojny, powitane w Niemczech z równym westchnieniem ulgi, jak i w innych, znaczniej mniej wojowniczo nastrojonych krajach. W tym roku również uwagę zwracała chęć zbliżenia się gospodarzy do ogółu cudzoziemców ze szczególnym uwzględnieniem anglików. W tym ostatnim wypadku grzeczności niemiecko - angielskie miały zresztą charakter wzajemny, o czym dalej.

Grono wybranych uczestników zjazdu, składające się z gości zagranicznych i z wyższych dostojników (cywilnych i wojskowych) lotnictwa niemieckiego, rozpoczęło prace zjazdowe od zebrania towarzyskiego, które odbyło się w Nowym Pałacu w Potsdamie, dawnej rezydencji Fryderyka Wielkiego, wieczorem dnia 11 października. Wszystkie czynniki podkreślały uroczysty charakter wieczoru: bogata dekoracja sal pałacowych, specjalnie ułożony program i stroje zaproszonych panów (było to zebranie męskie); obok fraków rzucały się w oczy bogate mundury niemieckich wojskowych, tak zróżniczkowane, że zorientowanie się w rangach i rodzajach broni wymaga dłuższych studiów specjalnych. Nie trudno sobie wyobrazić, jak uroczyście musiało wyglądać zebranie, jeżeli się weźmie pod uwagę, że obok przepychu mundurów lotnictwo niemieckie rozporządza odpowiednio dużą ilością oficerów w wyższych rangach; samych generałów jest w nim jakoby kilkudziesięciu.

Przemówienie powitalne wygłosił radca ministerialny, Adolf Baeumker, należący wraz z profesorami Boschem i Prandtlem do trzyosobowego prezydium towarzystwa. Z ciekawszych momentów przemówienia należy podkreślić zapowiedź następnego zjazdu Lilienthal Gesellschaft, mającego odbyć się w Wiedniu, oraz pełne dumy uwagi, poświęcone tegorocznej ekspansji Niemiec. Nawiązując do czasów Fryderyka Wielkiego, budowniczego państwa pruskiego, mówca uznał jego działalność za kamień węgielny dzisiejszych wielkich Niemiec. Na zakończenie zapowiedział Baeumker mający się odbyć w pałacowej sali teatralnej koncert utworów Beethovena i Mozarta, których geniusz muzyczny należy według mówcy uważać za dowód oddawna istniejącej, aczkolwiek nie tak widocznej, jak obecnie, jedności niemieckiej.

Po mowie i oprowadzeniu gości po salach pałacu nastąpił zapowiedziany koncert, którego zorganizowanie należy uważać za bardzo charakterystyczny przejaw zamiłowań naszych sąsiadów, gdzie każdy jest przede wszystkim fachowcem a poza tym nie tylko zwolennikiem ale

[1]) „Techniczne Nowości Lotnicze", Nr 10, 1937 r., str. 286—292.

w bardzo licznych wypadkach głębokim znawcą muzyki. Licząc się wszakże z możliwością odmiennych upodobań u niektórych gości (przede wszystkim zagranicznych) przewidziano dla tych niemuzykalnych możność odświeżenia się w bufecie, przy czym, jak się później dowiedziałem (sam brałem udział w koncercie), ten wariant spędzenia części wieczoru, okazał się również bardzo atrakcyjny.

Zakończenie a raczej główna część wieczoru była poświęcona konsumpcji, której najciekawszy moment stanowiło wręczenie złotego medalu Royal Aeronautical Society Dr Eckenerowi, dyrektorowi Luftschiffbau Zeppelin. Medal ten został wręczony przez ambasadora angielskiego w Berlinie, Hendersona, w imieniu dawnego prezesa Royal Aeronautical Society, Lorda Sempilla i prezesa obecnego, Feddena. W ten sposób dali anglicy wyraz swojej dobrej woli w stosunku do lotnictwa niemieckiego, przy czym, co nie jest moim zdaniem bez znaczenia, do odznaczenia został wybrany nie kto inny, jak Dr Eckener, którego dobre stosunki z Anglią a zwłaszcza z niezbyt Niemcom sympatycznymi (i vice versa) Stanami Zjednoczonymi, są oddawna znane.

Oficjalne otwarcie zjazdu odbyło się następnego dnia o godzinie 9.30 w wielkiej sali kinoteatru Ufa-Palast am Zoo. Mimo wielkich wymiarów sali została ona szczelnie wypełniona; ilość obecnych była tak znaczna, że stosunkowo nieliczny personel szatni nie mógł sobie dać rady z gośćmi, zmuszając ich do długiego nieraz oczekiwania. Aktu otwarcia dokonał z pewnym opóźnieniem generał Milch, sekretarz Stanu Ministerstwa Lotnictwa, oddając głos po wygłoszeniu przemówienia powitalnego A. Baeumkerowi, który w długich wywodach oświetlił czynniki stojące u podstawy rozwoju niemieckiego lotnictwa w ostatnim pięcioleciu. Obok zasług niemieckiej techniki pamiętać należy o czynnikach kierowniczych z ministrem Hermannem Goeringiem na czele. O znaczeniu dzisiejszego zjazdu świadczy udział reprezentantów władz, niemieckiej techniki i lotnictwa wojskowego. Z cudzoziemców p. Baeumker wymienił obok wojskowych attaché państw obcych liczną reprezentację włoskiego lotnictwa, dawnego i obecnego prezesa Royal Aeronautical Society, pułk. Lindbergha, przedstawicieli Institute of the Aeronautical Sciences i uczonych innych krajów cudzoziemskich. Specjalnie podkreślił pierwszy raz obecne przedstawicielstwo Japonii i Mandżuko. Dłużej zatrzymał się mówca nad znaczeniem międzynarodowej współpracy, podkreślając, że podstawowym warunkiem wyciągnięcia korzyści jest w tej dziedzinie wzajemność w dzieleniu się zdobytymi doświadczeniami. Zakończenie mowy zostało poświęcone omówieniu działalności Lilienthal Gesellschaft na polu stwarzania warunków, sprzyjających pracy zespołowej. Obecna technika w większym niż dawniej stopniu wymaga pracy zespołowej, nie dającej się zastąpić twórczością pojedyńczych ludzi. Obok tego Lilienthal Gesellschaft uznaje konieczność współzawodnictwa i zachęca swoich członków do wysiłków na tym polu przez przyznawanie nagród pieniężnych i odznaczeń. Do pierwszej kategorii należą konkursy, ogłaszane począwszy od 1937 r., przy czym tematem ich jest opracowanie pewnych zadanych zagadnień z różnych dziedzin lotnictwa. W przemówieniu swym p. Baeumker podał nazwiska nagrodzonych w wyniku konkursu zeszłorocznego i ogłosił nowy konkurs na rozwiązanie zagadnień z czterech dziedzin: budowy płatowców, silników, radiotechniki i uzbrojenia. W każdej grupie przewidziano po trzy nagrody: pierwszą 1500 RM i dwie następne po 500 RM, łącznie więc nagród na 10.000 RM.

Najważniejszym punktem uroczystości otwarcia było wręczenie przez generała Udeta nagród Lilienthal Gesellschaft dla szeregu zasłużonych techników. Nagrodę, przeznaczoną dla Niemców (Lilienthal - Denkmünze), otrzymali: Claudius Dornier, Heinrich Focke, Albert Betz, Heinrich Ebert, Albert Patin i Adolf Beck. Odznaczeni, cieszący się zasłużoną sławą wśród niemieckich inżynierów lotniczych, ukazali się na estradzie witani oklaskami obecnych, jednak entuzjazm sali wzrósł do szczytowego punktu, gdy ukazał się obecny prezes Royal Aeronautical Society, znany konstruktor silników firmy Bristol, A. H. R. Fedden, aby otrzymać przyznane mu odznaczenie „Lilienthal-Ring", przeznaczone dla cudzoziemców. Jak podkreślił generał Udet, p. Fedden jest pierwszym cudzoziemcem, który odznaczenie takie otrzymuje, i cieszyć się należy, że w danej chwili łączy on w sobie wybitne zasługi na polu techniki i prezesurę towarzystwa Royal Aeronautical Society, blisko współpracującego z Lilienthal Gesellschaft. P. Fedden był najwidoczniej mocno przejęty ofiarowanym mu zaszczytem, dokonywując dość skomplikowanej ceremonii powitalnej, polegającej na jednoczesnym podaniu prawej ręki generałowi Udetowi i wykonaniu lewą (!) ręką ukłonu hitlerowskiego. W ten sposób została zamknięta wzajemna wymiana grzeczności, rozpoczęta dnia poprzedniego odznaczeniem dr Eckenera.

Po rozdaniu przez ministra Tschintscha szeregu nagród dla jednostek i szkół, zasłużonych na polu pracy w dziedzinie lotnictwa, powrócił na estradę p. Fedden i wygłosił przemówienie w imieniu gości zagranicznych. Charakterystyczne jest, że podczas gdy w zeszłym roku przemówienie analogiczne zostało wygłoszone przez Włocha, co wydawało się zupełnie oczywiste, to w tym roku zagranicę reprezentował anglik mimo niedawnej zdawałoby się, bezkrwawej wojny między Anglią a Niemcami. P. Fedden wystąpił bardzo serdecznie, wyrażając podziw dla rozwoju techniki lotniczej w Niemczech i przypisując osiągnięcia w tej dziedzinie nie tylko pracy inżynierskiej ale i entuzjazmowi, ożywiającemu niemieckich pracowników lotnictwa. Dał wyraz pewności, że inżynierowie zawsze się między sobą porozumieją, i że uczestniczenie w podobnych zebraniach stanowi zaszczyt i jest połączone z wielkimi korzyściami.

Po zakończeniu w ten sposób części inauguracyjnej i krótkiej przerwie rozpoczęły się referaty fachowe, podzielone, podobnie, jak ubiegłego roku, na dwie grupy: referaty ogólne i referaty fachowe, odbywające się w trzech sekcjach: silnikowej, płatowcowej i wyposażeniowej (w zeszłym roku trzecia sekcja była poświęcona radiu). Wszystkie wygłoszone pierwszego dnia referaty miały charakter ogólny i zostały rozpoczęte referatem znanego rosyjskiego konstruktora, obecnie obywatela Stanów Zjednoczonych, Igora Sikorskiego. Referat ten podobnie jak wszystkie niemal referaty cudzoziemskie został odczytany w tłomaczeniu niemieckim. O grzeczności gospodarzy w stosunku do cudzoziemców świadczy fakt, że osobami odczytującymi byli w każdym wypadku wybitni fachowcy niemieccy, pracujący w specjalności, której dotyczył odczytywany przez nich referat. Tak więc referat Sikorskiego został wygłoszony przez konstruktora samolotu Focke-Wulf „Condor".

W referacie tym, noszącym tytuł „Wielkie łodzie latające" Sikorski dał wyraz przekonaniu, że okres pionierski, poprzedzający regularną komunikację transatlantycką, należy uważać za skończony, i można stwierdzić, że regularna komunikacja na tej drodze będzie wymagała 4- albo 6-silnikowych wielkich łodzi latających. Projektowanie takich jednostek, koniecznych ze względu na bezpieczeństwo na wypadek przymusowego wodowania, jest znacznie bardziej złożone, aniżeli projektowanie samolotów lądowych. Łódź latająca wymaga przystosowania do dwojakiego rodzaju warunków: na wodzie i w powietrzu. Warunki te zostały przez prelegenta szczegółowo przeanalizowane ze zwróceniem specjalnej uwagi na zachowanie się łodzi latającej na wodzie w następujących fazach: wodowanie, manewrowanie na wodzie i start. Do 10 tonn samolot wykazuje przewagę nad wodnosamolotem ze względu na większy opór i ciężar konstrukcji wodnosamolotu, który jest przy tej wielkości zbyt mały, aby można było zastosować chowane pływaki. Przeszkoda ta znika dla wielkości rzędu 40 — 50 tonn, przy której obie kategorie samolotów można uznać za równorzędne. Dla wielkości, sięgających 100 tonn łódź latająca zyskuje przewagę nad samolotem lądowym, w którym wzrost ciężaru mechanizmu do chowania podwozia rośnie szybciej, aniżeli udźwig samolotu. Dzisiejszy stan techniki pozwala na budowanie łodzi latających o ciężarze 100 tonn, mieszczących 100 pasażerów, o szybkości 320 km/godz. i zasięgu około 8000 km, zaś urzeczywistnienie takiej konstrukcji wymaga jedynie stworzenia odpowiednich warunków ekonomicznych. Rozwiązanie konstrukcyjne nie będzie zdaniem autora odbiegać od przyjętego szablonu: skrzydło z silnikami z przodu, stery z tyłu. Konstrukcja skrzydeł latających, w których silniki i pomieszczenia dla pasażerów byłyby zawarte w obrębie skrzydła, musi być zdaniem prelegenta odsunięta do

ciężarów rzędu 500 do 1000 tonn. W zakończeniu stwierdza prelegent, że uruchomienia lotniczej komunikacji transatlantyckiej należy oczekiwać w obrębie najbliższych dziesięciu lat, przy czym zastosowanie do tego celu znajdą 100-tonnowe łodzie latające, przebywające trasę w czasie 15 do 18 godzin.

Bardzo interesujący odczyt p.t. „Podwyższenie szybkości samolotów w ostatnich latach" wygłosił znany niemiecki konstruktor i przemysłowiec, prof. dr E. Heinkel. Zdanie sobie sprawy z obecnie osiąganych szybkości i sposobów, które na nie pozwoliły, umożliwia ocenę dalszych możliwości, leżących przed lotnictwem. Za miarodajne należy uważać jedynie wyniki, osiągane przez samoloty użytkowe. Szybkości, dziś przez nie osiągane, stały się możliwe dzięki postępom w dziedzinie silnikowej i płatowcowej. W pierwszej kategorii wprowadzono udoskonalenia w następujących kierunkach: a) podwyższenie mocy, osiągnięte w głównej mierze dzięki wprowadzeniu sprężarek, b) obniżenie ciężaru jednostkowego, c) zmniejszenie powierzchni czołowej i przekroju całkowitego silników chłodzonych cieczą i d) udoskonalenia w dziedzinie zabudowania silników. Do dalszych postępów należą zdobycze w dziedzinie budowy płatowców, których przykładem może być zbudowany w 1932 r. szybki samolot komunikacyjny He 70 i wprowadzenie śmigła o zmiennym skoku. W miarę wkraczania w zakres szybkości powyżej 700 km/godz. i zbliżania się do szybkości dźwięku konieczne będą wysiłki, zmierzające do 1) wyeliminowania wszystkich oporów szkodliwych, 2) dalszego zmniejszania powierzchni czołowych, 3) poprawiania kształtów podstawowych, 4) zmniejszania oporów tarcia i 5) dostosowania kształtu do ściśliwości powietrza.

Po przerwie obiadowej nastąpił dalszy ciąg referatów ogólnych, rozpoczęty odczytem p. Feddena p.t. „Rozwój sterowania suwakowego silników lotniczych". Treść nie odbiegała naogół od podobnego odczytu, wygłoszonego przez tegoż autora na zebraniu Society of Automotive Engineers odbytym w czerwcu 1938 r.[2]) Po dokonaniu historycznego przeglądu rozwoju nowego systemu rozrządu i prac, przeprowadzonych w tej dziedzinie przez firmę Bristol, zostały przez prelegenta opisane szczegóły konstrukcyjne nowych silników, poszczególne typy, wprowadzone dotychczas do użytku i widoki rozwojowe nowej konstrukcji, której prelegent rokuje bardzo poważne możliwości.

Następnie zabrał głos członek Zarządu Lufthansy, Freiherr v. Gablenz, wygłaszając odczyt p. t. „Doświadczenia nad użytkowaniem sprzętu komunikacyjnego i wypływające z nich wnioski dla dalszego postępu i badań". Obok wysuwających się na czoło zagadnień, jak lot przy złych warunkach atmosferycznych, lądowanie bez widoczności i in., nie mniejsze znaczenie ma techniczno - gospodarcza strona lotnictwa komunikacyjnego, którą prelegent rozpatrzył, opierając się na doświadczeniach swego towarzystwa. Zwiększenie szybkości i ekonomii lotnictwa komunikacyjnego wiąże się ściśle z rozwiązaniem podstawowych zagadnień techniczno - naukowych; o różnorodności codziennych zagadnień, na które napotyka lotnictwo komunikacyjne, pojęcie daje przegląd spraw poruszonych przez prelegenta pod następującymi nagłówkami: 1) stopień wyzyskania sprzętu i wiążące się z tym wyeliminowanie przerw w eksploatacji, przy czym warunkiem postępu w tym kierunku jest 2) zmniejszenie wysiłków, związanych z kontrolą i remontami sprzętu. Ekonomia komunikacji powietrznej wymaga 3) użytkowania sprzętu w najkorzystniejszych warunkach, wyrażających się w dużym obciążeniu użytecznym, zwiększeniu szybkości, zmniejszeniu zużycia paliwa i pracy na małych mocach. Wreszcie należy wziąć pod uwagę ważną sprawę 4) obniżenia kosztów wykonania sprzętu lotniczego.

Na zakończenie prac w pierwszym dniu zjazdu odbyła się demonstracja filmu, przedstawiającego fragmenty niemieckich lotniczych instytutów badawczych i przeprowadzanych przez nie prac. Widoczny z filmu rozmach niemieckiej działalności naukowo - badawczej na polu lotnictwa raz jeszcze dowiódł, w jak silnym stopniu rozwój techniki lotniczej zależy od podstawowych prac badawczych. Filmy wykazały przy tym, że osiągane przez Niemców wyniki opierają się w znacznej mierze na czynnikach natury ilościowej, wyrażających się w ilości instytutów badawczych, w ich bogatym i obfitym wyposażeniu i licznym personelu.

Drugi dzień zjazdu, dn. 13 października, przeniósł uczestników do gmachów Technische Hochschule i rozpoczął się rano odczytami ogólnymi. Pierwszy zabrał głos W. Hahnemann z firmy Lorenz na temat: „Podstawowe rozważania nad elektrycznymi i akustycznymi metodami nawiązywania łączności przy złej widoczności". Natura udostępnia człowiekowi sposoby orientowania się przy niedostatecznej widoczności pod postacią pola magnetycznego ziemi (busola), zmiennego ciśnienia na różnych wysokościach i możności przekazywania impulsów drogą promieniowania, które może odbywać się na drodze akustycznej i elektromagnetycznej. Promieniowanie może mieć następujące zakresy zastosowań: a) ustalenie położenia samolotu nad ziemią(nawigacja pozioma), b) ustalenie odstępu nad ziemią (nawigacja pionowa), c) wykrywanie obecności przeszkód, jak góry, samoloty, lecące w przeciwnym kierunku i d) lądowanie. Na zakończenie zostały rozpatrzone stojące do rozporządzenia pomoce z punktu widzenia możliwości ich zastosowania w warunkach złej widoczności i zanalizowane możliwości dalszego rozwoju w tej dziedzinie na podstawie dotychczasowych zdobyczy.

Znany amerykański lotnik i specjalista od lotów wysokościowych, współpracownik amerykańskiego towarzystwa komunikacyjnego Transcontinental and Western Airways (TWA), D. W. Tomlinson, przygotował odczyt ze swojej specjalności p.t.: „Doświadczenia z lotów wysokościowych i wiążące się z nimi rozważania ekonomiczne". Dotychczasowa znajomość warunków, panujących na dużych wysokościach, opierała się do niedawna przede wszystkim na doświadczeniach przy użyciu balonów stratosferycznych, na rekordach wysokości, osiąganych na samolotach, i na użyciu radiometeorografów. Możliwości te nie są już dostateczne, wobec czego TWA podjęło w 1935 r. studia w tej dziedzinie przy użyciu samolotu Douglas DC-I z silnikami o sprężarkach dwubiegowych, pozwalającymi na loty na wysokościach do 8500 m, w 1937 r. zaś przeznaczono do tych badań samolot Northrop-Gamma z silnikiem, zaopatrzonym w turbosprężarkę, umożliwiającym lot na wysokościach, sięgających 10.700 m. Przeprowadzone próby objęły zbadanie wpływu warunków wysokościowych na organizm ludzki, studia nad działaniem trubosprężarki i sprawę ciśnienia paliwa na wysokości. Ze względu na trudne pod względem finansowym warunki pracy amerykańskiego lotnictwa komunikacyjnego zachodzi konieczność starannego badania każdego zagadnienia pod względem ekonomicznym. Z tego punktu widzenia pogląd na loty wysokościowe jako na możliwość zyskania czegoś za darmo jest zupełnie nierealny i nie bierze pod uwagę opłacalności tych lotów jedynie na dużych odległościach, co z kolei rzeczy zmusza do zabierania większej ilości paliwa; ponadto obciążenie użyteczne spada jeszcze wskutek tego, że samolot do lotów wysokościowych wymaga specjalnego wyposażenia, dodatkowo jeszcze zmniejszającego ciężar użyteczny. Wypadające wskutek tego koszty jednego tonnokilometra ciężaru użytecznego wypadają mało zachęcające. W ostatniej części referatu omówił autor czynniki bezpieczeństwa w amerykańskim lotnictwie komunikacyjnym. Zapewnienie go wymaga doskonałego opanowania lotu na instrumentach, co nie ogranicza się do doboru instrumentów i właściwego posługiwania się nimi, ale rozszerza się ponadto na pomocnicze urządzenia nawigacyjne, właściwą organizację szkolenia i obsługę przyziemia, zapobiegającą zderzeniom w powietrzu. W odczycie zostały opisane używane w Stanach środki pomocnicze do lotu instrumentowego.

Następny odczyt Dr Findeisena i L. Ritza był poświęcony oblodzeniu. Osadzanie się lodu na skrzydłach i innych częściach samolotu powoduje zwiększenie ciężaru samolotu, zmianę własności aerodynamicznych profilu i pogorszenie stateczności. Skutki te zostały opisane dla różnych możliwych gatunków lodu. Następnie po rozpatrzeniu możliwych przyczyn powstawania lodu autorzy przedstawiają własną teorię, dotyczącą tego

[2]) „The Single Sleeve as a Valve Mechanism for the Aircraft Engine", S. A. E. Journal, September 1938, str. 349—362.

zjawiska, i próby, które posłużyły do jej sprawdzenia. Na zakończenie wyprowadzono wnioski, w jakiej mierze stwierdzony przebieg oblodzania części samolotu może wpłynąć na opracowanie właściwych metod zapobiegania ujemnym skutkom tego zjawiska.

Dr Ferri z Guidonii zapoznał zebranych z doświadczeniami i próbami, przeprowadzonymi w tunelu dla szybkości ponaddźwiękowych w Guidonii. Dotychczasowy rozwój lotnictwa prowadzi do badań w zakresie szybkości ponaddźwiękowych a przynajmniej do takich, przy których daje już się odczuć ściśliwość powietrza. Do prowadzenia badań takich konieczne są tunele pozwalające na osiągnięcie szybkości tego rzędu; celowi temu służy właśnie tunel ponaddźwiękowy w Guidonii. W pierwszej części opisał prelegent rozwiązanie konstrukcyjne tunelu i urządzeń pomiarowych, w drugiej zaś zajął się wynikami badań, które pozwoliły na sprawdzenie pewnych założeń teoretycznych, zdanie sobie sprawy z linii opływu naokoło profili i dokonanie pomiarów rozkładu ciśnień.

Tegoż dnia po południu rozpoczęły się obrady w sekcjach fachowych, przy czym ze względu na swoją specjalność brałem udział w sekcji silnikowej, od której też rozpocznę swoje sprawozdanie. Pierwszy odczyt został wygłoszony przez H. Sachse z firmy Brandenburgische Motorenwerke (BMW) na temat: „Samoczynne sterowanie silników lotniczych". Zapewnienie właściwych warunków pracy silnika lotniczego, dostosowanych do wysokości, warunków lotu, mocy i in. staje się w miarę rozwoju lotnictwa coraz trudniejsze. Celem odciążenia pilota od nadmiaru funkcji i zapewnienia najkorzystniejszych warunków pracy nowoczesne silniki lotnicze są wyposażane w coraz większą ilość samoczynnych urządzeń, dzięki czemu sterowanie silnika w locie sprowadza się do manipulowania coraz mniejszą ilością dźwigni. Prelegent opisał w swoim ciekawym odczycie, jak zagadnienie automatyzacji pracy silnika jest rozwiązane przez firmę BMW, opisując kolejno: regulator ciśnienia ładowania z urządzeniem do zmiany ciśnienia ładowania dla różnych otwarć przepustnicy (variable datum boost control), urządzenie samoczynne ograniczające czas pracy silnika przy maksymalnym ciśnieniu ładowania, samoczynny regulator składu mieszanki, pracujący przy dwóch położeniach — bogatym i ubogim, regulator przedzwrotności zapłonu, samoczynnie dobierający kąt zapłonu, najlepiej dostosowany do każdorazowych warunków pracy silnika (przy różnych obrotach i ciśnieniach ładowania), regulator stałych obrotów śmigła o zmiennym skoku, automat do samoczynnej zmiany biegów sprężarki dwubiegowej z urządzeniem zabezpieczającym przed ciągłą zmianą biegów wówczas, gdy samolot leci na wysokości przejściowej, i wreszcie urządzenie do pracy silnika luzem z szybkim wyłączaniem dopływu paliwa w chwili zatrzymania silnika. Całość tych samoczynnych urządzeń zabudowuje firma BMW do wspólnego korpusu, tworząc w ten sposób jakby centralę automatycznej obsługi silnika, (t.zw. Komandogeräť), dzięki której obsługa silnika sprowadza się do manipulowania jedną tylko dźwignią. Wszystkie automaty wchodzące w skład tej centrali są tak zbudowane, że uszkodzenie jednego z nich nie powoduje unieruchomienia całości urządzenia (odpowiednie układy dźwigni). Odczyt był ponadto uzupełniony krótkimi wywodami teoretycznymi, koniecznymi dla zrozumienia podstaw działania automatów.

Drugi odczyt silnikowy został wygłoszony przez wicedyrektora firmy Fiat, P. Ragazzi i był poświęcony omówieniu wyników, uzyskanych w hamowni wysokościowej firmy Fiat. Odczyt ten wzbudził duże zainteresowanie z tego względu, że po raz pierwszy zostały w nim ogłoszone dane doświadczalne, zdobyte na instalacji tej firmy. Instalacja ta, której opis pojawił się już dość dawno w pismach technicznych, składa się, jak wiadomo, z zamkniętego tunelu, w którym silnik znajduje warunki pracy, całkowicie zbliżone do wysokościowych, gdyż nie tylko jest zaopatrywany w powietrze pod zmniejszonym ciśnieniem i temperaturą, nie tylko spaliny są odprowadzane pod obniżonym przeciwciśnieniem, ale również powietrze chłodzące, krążące w tunelu, jest odpowiednio rozrzedzone i ochłodzone. Poza krótkim opisem instalacji odczyt był podzielony na następujące części: wpływ wysokości na moc silnika, krytyka wzorów redukcyjnych, krytyka wzorów, używanych przy próbach z baniakami podciśnieniowymi, wpływ obniżenia przeciwciśnienia na wydechu, wpływ przeciwciśnienia na wydechu na ciśnienie ładowania, zmiana mocy silnika w zależności od przeciwciśnienia na wydechu, wpływ temperatury na wlocie na moc silnika, czynniki wpływające na stopień sprężania sprężarki, wnioski z badań, dotyczących określenia mocy silnika, chłodzenie silnika, zależność pomiędzy temperaturą świec i podstaw cylindrów a średnimi temperaturami silnika, próby chłodzenia, różne spostrzeżenia i wnioski końcowe. Ze względu na obszerny materiał, zawarty w odczycie, dokładne streszczenie jego przekroczyłoby ramy niniejszego sprawozdania.

Podkreślić jedynie należy, że firmie Fiat udało się bardzo szczegółowo wniknąć w warunki pracy silników na wysokości i zdać sobie sprawę z niedostatecznej wartości dotychczas stosowanych wzorów i metod wysokościowego badania silników. W szczególności zdyskwalifikowana została całkowicie metoda pobierania powietrza z baniaka podciśnieniowego, zwłaszcza w zastosowaniu do silników sprężarkowych o dużej wysokości nominalnej. Badania wykazały niemożność stosowania wzoru na wpływ przeciwciśnienia na wydechu, który byłby ogólnie ważny dla wszelkich warunków pracy silnika; stwierdzono, że wpływ ten jest różny dla różnych ciśnień ładowania, przy jakich pracuje silnik. Przeprowadzone próby umożliwiają co prawda ustawienie wzorów, które w dokładniejszy, niż dotychczas, sposób uwzględniałyby wpływ różnych czynników, jednak okazało się, że wzory te nie miałyby charakteru uniwersalnego i ważność ich ograniczałaby się jedynie do silników tego typu, na jakim przeprowadzono próby. Względy te przemawiają za całkowitym zarzuceniem dotychczas rozpowszechnionej metody badania silników wysokościowych z baniakiem i za ściślejszym naśladowaniem warunków wysokościowych na drodze zaopatrywania silnika w powietrze o odpowiednio obniżonym ciśnieniu i temperaturze i stworzenia możliwości obniżania przeciwciśnienia na wydechu. Koszt takich hamowni jest zdaniem prelegenta niewielki, a zresztą gdyby nawet tak nie było, to konstruktorzy silników zostaną zmuszeni do budowania tego rodzaju instalacji, bez których zdanie sobie sprawy z wysokościowych charakterystyk nowoczesnych silników będzie niemożliwe. Pełne naśladowanie warunków wysokościowych wymaga również odpowiedniego obniżenia ciśnienia i temperatury powietrza otaczającego (chłodzącego). Budowa takich instalacji nie napotyka zdaniem prelegenta na jakieś odstraszające trudności ani koszty. Na zakończenie podaje autor niektóre dane, dotyczące wysokościowej instalacji do badania silników o mocy 1000 KM o wysokości nominalnej 10.000 m.

O zagadnieniach doładowania silników lotniczych mówił J. E. Ellor z firmy Rolls-Royce. Rozwój silników lotniczych wiąże się w dużym stopniu z postępem w dziedzinie sprężarek, przy czym możliwości w tym kierunku zależą głównie od dwóch czynników: odporności paliwa na detonację i fizyczno-mechanicznych zagadnień, wiążących się z konstrukcją sprężarek. Obecnie wydaje się, że granice dla dalszego rozwoju sprężarek są raczej wyznaczone przez trudności, należące do tej drugiej kategorii. Wśród tematów poruszonych przez prelegenta należy wymienić sprawę chłodnic międzystopniowych, czynników wpływających na sprawność sprężarek odśrodkowych, zagadnienie umieszczenia sprężarki — przed lub za doprowadzeniem paliwa i in.

Wśród prelegentów, których referaty zostały umieszczone w programie zjazdu, uderzał brak techników francuskich. W jakim stopniu abstynencję tę należy tłumaczyć małym ożywieniem współpracy niemieckiej i francuskiej techniki lotniczej, a w jakiej mierze innym czynnikom — powiedzieć trudno. W każdym razie nie musiały być to przeszkody zasadniczej wagi, gdyż w rezultacie jeden referat francuski został, co prawda nadprogramowo, wygłoszony. Referat ten p. t.: „Pomiar mocy silnika w locie", został przedstawiony przez L. Poincaré jako ostatni z referatów silnikowych dnia 13 października. Autor, długoletni attaché lotniczy francuskiej ambasady w Berlinie, wygłosił swój odczyt, w przeciwieństwie do innych prelegentów zagranicznych,

samodzielnie, do czego przygotowały go zresztą długie lata służby w Berlinie. Charakterystyczne jest n. b., że nie tylko w tym wypadku, ale i w wielu innych funkcja attaché lotniczego jest pełniona przez inżynierów lotniczych, wybitnych specjalistów w swoim fachu mimo odczuwanego zdawałoby się braku fachowców lotniczych we wszystkich krajach. Jako przykład przytoczyć mogę poza wymienionym p. Poincaré attaché lotniczego ambasady włoskiej w Berlinie, M. Gasperi, który wygłosił odczyt na zeszłorocznym zebraniu Lilienthal-Gesellschaft.

Wracając do odczytu p. Poincaré, wspomnę jedynie, że po bardzo interesującym artykule, drukowanym w tłumaczeniu w „Technice Lotniczej"[3]), odczyt ten nie wniósł na ogół nic nowego, gdyż zarówno zasada opisanego przez p. Poincaré urządzenia do pomiaru mocy silnika w locie, jak i otrzymane przy pomocy tego urządzenia wyniki nie odbiegają na ogół od danych amerykańskich. Myśl zbudowania takiego urządzenia została rzucona przez p. Poincaré w 1927 r., co dało mu tytuł do wygłoszenia tego odczytu. Pierwsze próby urządzenia francuskiego odbyły się w r. 1936 na hamowni, następnie zaś zostały rozciągnięte na próby w locie. Odczyt zawierał dyskusję otrzymanych wyników, nie wnoszącą jednak na ogół nic nowego w stosunku do wspomnianej pracy amerykańskiej.

Program sekcji silnikowej w dniu 14 października przewidywał trzy referaty. W pierwszym Dr E. Schmidt mówił o graficznym obliczeniu przebiegów, zachodzących w silnikach spalinowych przy uwzględnieniu zależności ciepła właściwego od temperatury. Mimo stosunkowo dokładnej znajomości ciepła właściwego i innych wartości charakterystycznych gazów przy wysokich temperaturach wyzyskanie tych wartości dla obliczenia przebiegów cieplnych w silnikach spalinowych napotyka na duże trudności, wymaga bowiem bardzo uciążliwych i długotrwałych obliczeń. Trudnościom tym stara się zaradzić podana przez prelegenta metoda, zastępująca metody obliczeniowe graficznymi. Podana metoda nie bierze pod uwagę wpływu dysocjacji i zależności ciepła właściwego od ciśnienia, jednak osiągnięta mimo to dokładność jest dla celów technicznych najzupełniej wystarczająca.

Również Dr Schmidt jednak z inicjałem F., przedstawił referat o badaniach, dotyczących powiększania mocy silników lotniczych i poprawy zużycia paliwa w lotach długodystansowych. Na treść złożyło się systematyczne zestawienie znanych na ogół możliwości podwyższenia mocy silników lotniczych bez szkody dla ich obciążenia cieplnego, jak zwiększenie jednostkowego zużycia paliwa (chłodzenie paliwem), wtrysk wody i przepłukiwanie powietrzem, osiągalne przy zachodzeniu na siebie otwarcia obu zaworów: wydechowego i wlotowego. Obniżenie zużycia jednostkowego osiąga się przez zwiększenie nadmiaru powietrza i zwiększenie stopnia sprężania. Prelegent zwrócił uwagę na znaną zresztą dobrze okoliczność, wskazując na konieczność doboru paliwa z punktu widzenia dwojakiego rodzaju warunków: mocy maksymalnej (przy regulacji bogatej) i mocy przelotowej (przy regulacji zubożonej). W związku z tym proponuje autor charakteryzowanie paliw przynajmniej dwiema charakterystycznymi liczbami zamiast używanej obecnie jednej (liczba oktanowa). W związku z koniecznością chłodzenia powietrza (mieszanki) w silnikach o dużej wysokości nominalnej zwraca autor uwagę na to, że silniki Diesla są znacznie mniej wrażliwe na wysokie temperatury powietrza wlotowego aniżeli silniki Otto, dzięki czemu przed szerokim zastosowaniem ich dla lotów długodystansowych istnieją bardzo pomyślne widoki.

Ostatni odczyt sekcji silnikowej był poświęcony silnikom szeregowym chłodzonym powietrzem i wygłosił go M. Christian z firmy Argus-Motoren-Gesellschaft. Ze względu na korzystniejszy kształt i możliwości pracy przy wyższych obrotach szeregowy układ cylindrów wydaje się lepszy, aniżeli gwiazda. Należy się spodziewać, że silniki tego typu osiągną w niedalekiej przyszłości 1000 KM przy 12 cylindrach. W tym celu częściowo można oprzeć się na rozwiązaniach, opracowanych dla silników o chłodzeniu cieczą, częściowo jednak konieczne jest opracowanie konstrukcji specjalnych; dotyczy to zwłaszcza cylindrów i głowic, których konstrukcja musi być wytrzymalsza. Duże możliwości przedstawia zastosowanie rozrządu suwakowego. Moc potrzebna na chłodzenie powinna być raczej mniejsza, aniżeli w wypadku silników gwiazdowych. Dla samolotów o dużej szybkości należy się liczyć z opracowaniem regulacji chłodzenia przy pomocy klap i innych środków.

Odczyty sekcji płatowcowej streszczę pobieżniej, nie brałem bowiem w obradach tej sekcji udziału i mogę się oprzeć jedynie na materiałach, przygotowanych przez organizatorów kongresu dla prasy. Dn. 13 października C. Minelli z Wenecji mówił o metodach energetycznych w obliczeniach statycznych. Zastosowanie tej metody, opartej na zasadzie prac przygotowanych, zostało przez prelegenta przedstawione na przykładzie obliczenia skrzydła.

F. Bollenrath omówił czasową i trwałą wytrzymałość materiałów (wytrzymałość na zmęczenie). Wytrzymałość na obciążenie zmienne jest wartością decydującą o możliwości obciążenia materiałów w lotnictwie, przy czym wzgląd na obniżenie ciężaru nakazuje z jednej strony opanować metody obliczania naprężeń z drugiej strony zaś dokładnie poznać wytrzymałości na zmęczenie poszczególnych materiałów. Rodzajów obciążeń zmiennych w samolocie jest bardzo dużo, zaś badanie wszystkich możliwych wypadków jest bardzo uciążliwe. Zajęcie się tą sprawą powinno wychodzić z dwóch punktów widzenia: zbadania rozkładu obciążeń w całkowitych konstrukcjach oraz z materiałowego punktu widzenia, uwzględniającego wpływ poszczególnych czynników na własności materiału.

Ze względu na brak streszczenia, następnego odczytu o zagadnieniach wytrzymałościowych przy budowie nowoczesnych samolotów, którego autorem był O. Nissen z firmy Junkers, streścić nie mogę.

14 października W. Perring z Royal Aircraft Establishment zapoznał zebranych z niektórymi badaniami śmigieł ze szczególnym uwzględnieniem zagadnienia startu.

Badania przeprowadzono w dużym tunelu Farnborough o średnicy 7,25 m i na podstawie przeprowadzonych pomiarów ciągu i momentu zostały wyciągnięte wnioski, dotyczące warunków startowych. Wykazano m. in., że przekroczenie obecnie stosowanych szybkości obwodowych jest niemożliwe bez znacznego obniżenia sprawności. Stosowanie specjalnych przekładni, zwalniających obroty śmigła podczas startu, zaczyna dawać korzyści dopiero wówczas, gdy projektowana szybkość samolotu wynosi ok. 480 km/godz, zaś wyraźne korzyści takiej specjalnej przekładni w czasie całego czasu trwania startu ujawniłyby się dopiero dla samolotów o szybkości ok. 650 km/godz.

Następny odczyt płatowcowy, był wygłoszony przez F. Hausa, profesora Uniwersytetu w Gandawie, na temat: „Aerodynamiczne podstawy samoczynnej stabilizacji". Stateczny samolot, wytrącony z położenia równowagi, wymaga dla powrócenia doń pewnego okresu czasu, który może być znacznie skrócony przez odpowiednie wychylenie sterów. Stabilizacja samoczynna polega na automatycznym wychyleniu sterów o taki kąt, że powrót do położenia równowagi nastąpi szybko. O sposobach możliwie szybkiego przywracania położenia równowagi daje pojęcie analityczne zbadanie zagadnienia.

H. W. Kaul z DVL rozpatrywał statystyczną metodę oceny naprężeń, działających na skrzydła samolotu. Polem dla stosowania tej metody jest m. in. przewidywanie obciążeń, na jakie są wystawione skrzydła samolotu przy przelocie przez specjalną burzliwą strefę atmosfery w zakresie od 0 do 600 m wysokości. Wykonane w tym kierunku prace DVL zostały zestawione z wynikami, otrzymanymi na drodze praktycznej przez Lufthansę. Otrzymane wyniki pozwalają na sprawdzenie przepisanych statycznych naprężeń niszczących i wymaganej wytrzymałości konstrukcji samolotu. Inne prace DVL mają za zadanie zbadanie wpływu szybkości samolotu na obciążenie pod wpływem podmuchów, jak również przekonanie się, czy obciążenia te zależą od położenia środka ciężkości samolotu i jego stateczności podłużnej.

[3]) „Zastosowanie dynamometru do pomiaru mocy silnika w locie", A. L. Mac Clain i R. S. Buck, Technika Lotnicza, Nr 8, 1938, str. 239—250.

Podane streszczenia nie wyczerpują jeszcze materiału odczytowego, przedstawionego na zjeździe, pozostawałyby bowiem jeszcze do omówienia odczyty wygłoszone na sekcji wyposażenia oraz odczyty, objęte programem wizyty do DVL. Ze względu na brak miejsca i dość specjalne tematy tych wszystkich odczytów ograniczę się tylko do podania ich tytułów.

13 października program sekcji wyposażenia objął odczyty: Dr A. Esau „Fizyka i technika fal centymetrowych"; Dr E. Fischel „Metody i rozwiązania konstrukcyjne samoczynnych urządzeń sterujących"; G. Klein „Znaczenie sterowania samoczynnego dla konstrukcji samolotów"; K. Wilde „O nowych pracach w dziedzinie samoczynnego sterowania".

14 października wygłoszone zostały następujące odczyty z dziedziny wyposażenia: H. Muth i Dr Nestel „Doświadczenia w dziedzinie połączeń przy pomocy fal ultrakrótkich"; Dr H. Clumb i Dr W. Crone „O powstawaniu i odprowadzaniu ładunków statycznych na samolotach"; Dr P. Kotowski i H. Spiller „Obliczenie połączeń odbiorników z punktu widzenia zaburzeń zewnętrznych".

Odczyty, wygłoszone w DVL, były poświęcone wyłącznie zagadnieniom budowy wodnopłatowców. Oto one: C. Cremona „Sprawozdanie z badań przeprowadzonych w kanale hydrodynamicznym w Guidonii"; H. N. Garner „Nowsze próby na wodnosamolotach i ich modelach"; St. Truscott, NACA, „Powiększony kanał hydrodynamiczny NACA i niektóre z przeprowadzonych na nim prób"; W. Sottorf „Start i lądowanie przy próbach modelowych".

Wreszcie na program tegorocznego zjazdu składały się dwie wycieczki: dnia 14 października do DVL (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt) i dnia 15 października do nowych budynków portu lotniczego w Tempelhof. Ze względu na konieczność przyśpieszenia powrotu w wycieczkach tych nie wziąłem udziału, na szczęście bez szkody dla swoich wiadomości technicznych, gdyż ze względu na wielką ilość uczestników i krótki czas przeznaczony na zwiedzanie nie wiele można było skorzystać. Tyle tylko, że wszystko na wielką skalę, świadczące o ogromie pracy, wkładanej w rozwój lotnictwa niemieckiego.

Podczas tegorocznego zjazdu wygłoszonych zostało (w nawiasach podano liczby z zeszłego roku): 8 (14) referatów ogólnych, 20 (15) referatów na posiedzeniach sekcyjnych i 4 (0) referaty, dotyczące wodnopłatowców, razem więc 32 (29) referaty. Sprawozdanie ze zjazdu, które podobnie jak zeszłoroczne będzie stanowiło cenny przyczynek do historii rozwoju techniki lotniczej, zostało już prawdopodobnie wydane i może być zamówione w Lilienthal Gesellschaft fur Luftfahrtforschung, Berlin NW40, Fürst-Bismarck-Strasse 2.

Przegląd czasopism technicznych

Metaloznastwo

Brytyjskie materiały silnikowe. H. J. Gough. Autor charakteryzuje znaczenie poszczególnych typów materiałów w zestawieniu niżej przytoczonym (tablica).

Omawiając części silnika chłodzonego powietrzem, uważa autor, że głowice zazwyczaj wykonywa się z kadmowanych kutych stopów Al, a tuleje z azotowanej stali Cr-Ni-Mo. Gniazda zaworowe ze stali austenitycznej Ni-Cr-Mn o współczynniku rozszerzalności bliskim stopów Al stellituje się. Prowadnice zaworowe z brązu fosforowego lub brązalu. Zawory na razie wykonywa się ze stali Cr-Ni, pokrywając dno stopem 80% Ni i 20% Cr, przy czym prawdopodobnie z tego stopu będzie się wykonywać całe zawory. Tłoki ze stopów Al kutych zaczynają tracić na zastosowaniu i są wypierane przez stopy magnezu. Sworznie tłokowe są nawęglaną stalą Cr-Ni o dużej wytrzymałości, a pierścienie z żeliwa stopowego. Silniki gwiaździste mają korbowody z hartowanej na powietrzu stali Cr-Ni o wytrzymałości ponad 150 kg/mm², natomiast silniki szeregowe mają korbowody ze stali Cr-Ni o wytrzymałości 95—125 kg/mm². Wały korbowe w obu typach są całkowicie azotowaną stalą Cr-Mo o R_r = 83 — 105 kg/mm². Azotacja ma na celu głównie zwiększenie odporności wałów na zmęczenie. Łożyska najczęściej wykonywa się z brązu ołowiowego, jakkolwiek niektóre robi się z białego metalu z dodatkiem Ag lub Ni. Koła zębate (reduktor, sprężarka) najczęściej ze stali Cr-Ni o wytrzymałości ok. 130 kg/mm² nawęglane. Poza zastosowaniem na kartery stopu magnezu o 8,5% Al i 3,5% Zn (silnik szeregowy) opisywane stale i ich zastosowanie są zgodne z praktyką w Polsce. W Anglii używa się ponad 90 gatunków stali lotniczych, które autor grupuje w 17 klasach:

Stale węglowe:
niskowęglowe (C — 0,35%) miękkie;
średnie (C = 0,35 — 0,45%);
wysokowęglowe (C = 0,4 — 1%).

Tablica

KLASA MATERIAŁU	Silnik A Gwiaździsty chłodzony powietrzem			Silnik B Szeregowy chłodzony płynem			Silnik C Szeregowy chłodzony powietrzem		
	Ilość rodzajów mat. w kl.	Ilość w kg	% ciężaru silnika	Ilość rodzajów mat. w kl.	Ilość w kg	% ciężaru silnika	Ilość rodzajów mat. w kl.	Ilość w kg	% ciężaru silnika
Żeliwo	2	2,27	0,5	—	—	—	2	0,9	0,1
Stal węglowa	9	13,60	3,0	3	52,1	9,6	20	96,3	18,2
Stal niskoniklowa	1	27,20		3	84,1		2	6,4	27,6
Stal niskochromoniklowa	5	81,80		2	56,2		6	135,8	
Stal niskochrom.	—	—	29,0	1	4,1	35,6	—	—	—
Stal chromomolibd.	1	22,70		1	4,1		—	—	—
Stal chromowanad.	—	—		1	5,9		—	—	—
Stal wysokochromowa	3	2,27	9,5	2	4,1	2,8	10	4,5	2,2
Stal wysokochromoniklowa	1	40,90		2	11,1		2	6,8	
Stopy aluminium	9	228,20	50,3	6	206,0	47,0	20	178,0	33,7
Stopy magnezu	4	14,50	3,2	—	—	—	2	77,3	14,6
Miedź	1	1,36	0,3	1	4,1	0,7	2	0,5	
Mosiądz	4	3,20	0,7	1	2,0	0,3	10	3,1	3,4
Brąz	5	13,60	3,0	3	20,0	3,7	12	14,5	
Guma, bakelit itp.	—	2,20	0,5	—	1,3	0,3	8	1,3	0,2
Razem	45	453,80	100,0	27	492,9	100,0	96	525,4	100,0

Stale niskostopowe:
manganowe (1,12% Mn);
niklowe (3 — 5% Ni);
chromoniklowe z małymi domieszkami (Ni = 3 — 5%; Cr = 0,5 — 1,6%);
chromomolibdenowe (Cr = 0,5 — 3,5%; Mo = 0,15 — 1,5%);
chromowanadowe (Cr = 1,0 — 1,5%; V ok. 0,25%);
krzemomanganowe (Si= 1,6 — 2,1%; Mn = 0,8 — 1,3%);
chromoglinowe (Cr = 1,4 — 1,8%; Al = 0,9 — 1,3%).

Stale wysokostopowe:
specjalne (Ni = 1%; Cr = 3,5 — 14%; V = 1%; W = 14%; Co = 3 — 5%);
manganowe (Mn ok. 11%);
chromowe niskowęglowe (12% Cr, 0,15% C);
„ średniowęglowe (12% Cr, 0,15 — 0,35% C);
„ niskoniklowe (16 — 20% Cr, 1 — 3% Ni);
austenityczne chromoniklowe (12% Cr, 6% Ni);
„ chromoniklowe-wolframowe (12% Cr, 9% Ni, 0,6% W).

Stal niskowęglowa nadaje się na części spawane i zgniatane na ziarno. Stale nierdzewne o 12 — 14% Cr, jak i kwaso — bądź też ognioodporne 18% Cr i 8% Ni są szeroko stosowane. Stopy Al autor dzieli na:

Al — Cu (o Cu do 9%);
Al — Cu — Mg (Cu 4%, Mg do 2%);
Al — Cu — Mg — Si (Cu 4%, Mg 2%, Si 1,5%);
Al — Cu — Ni (Cu 4%, Ni 2%, dodatki Mg i Si);
Al — Mg (Mg = 5 — 10% dodatki Mn i Sb);
Al — Mn (do 2% Mn);
Al — Si (8 — 13% Si z dodatkami Mg i Mn lub Co).

Stopy te mogą być ewentualnie ulepszane cieplnie, autor zwraca jednak uwagę, że stopy, starzejące się samoczynnie, mają lepszą odporność przeciw korozji, niż stopy po hartowaniu odpuszczane w podniesionych temperaturach. Stopy bez Cu mają zawsze lepszą w danym stanie odporność na korozję niż stopy z Cu. Stopy odlewnicze Al-Zn odznaczają się kruchością na gorąco i łatwo pękają w formach. Dodatek Cu (13,5% Zn; 2,5% Cu) poprawia stopy Al — Zn pod tym względem. Autor podkreśla wzmagające się zastosowanie stopów Al — Si (modyfikowany sodem silumin), któremu dzięki dobrym własnościom odlewniczym i odporności chemicznej wybacza się niską granicę sprężystości. Siluminy „beta" i „gamma" z dodatkiem Mg poddaje się hartowaniu i naturalnemu starzeniu (beta) lub odpuszczeniu (gamma). Autor wspomina dobrze znane stopy „Y" i „RR". Stopy magnezu dzieli autor jak niżej:

Mg-Mn (do 2,5% Mn);
Mg-Al (Al = 8 — 12%);
Mg-Ce (10% Ce, z ewentualnym dodatkiem Co i Mn);
Mg-Al-Ag (Al = 7,5 — 8,5%, Ag = 2,5 — 3%, ewentualnie Zn, Mn, Ca);
Mg-Al-Zn (Al do 11%; Zn do 3,5%);
Mg-Al-Cd (8% Al, 8% Cd);
Mg-Cd (do 20% Cd);
Mg-Cd-Zn (4% Cd, 4% Zn).

Głównymi przeszkodami w rozpowszechnieniu stopów Mg była ich zapalność i mała odporność przeciw korozji. Autor stwierdza, że pierwszy powód był w przeszłości niesłusznie wysuwany. Obawa przed korozją jest przesadna, a odporność chemiczna w praktyce przechodzi oczekiwania, szczególnie po zastosowaniu nowoczesnych powłok ochronnych. Stopy Mg-Mn dają doskonały materiał na blachy zbiorników. Odkształcanie stopów Mg na zimno jest b. trudne i często powoduje kłopoty w przeróbce; trzeba jednak pamiętać o tym, że w temp. 300°C stopy Mg dają się łatwo formować w skomplikowane kształty z blach. Heat Treating and Forging, 24 (1938), str. 346-50 i 361.

Silniki

Zagadnienie turbin parowych jako silników lotniczych. Fr. Münzinger. Streszczenie poniższe jest wyjątkiem z artykułu, którego pełny tytuł brzmi: „Kierunki rozwoju w budowie silników komunikacyjnych i stałych".

Autor podkreśla, iż szybkość samolotów wzrosła w r. 1937 do 610 km/godz. Zapotrzebowanie mocy na 1 płacącego pasażera wynosi przy samolotach komunikacyjnych szybkich 110 — 165 KM/1 pas. płac.; przy sam. kom. zwykłych: 54 — 90 KM/1 pas. płac. W ciągu ostatnich 25 lat moc jednostek wzrosła przeszło 10-krotnie: silniki lotnicze — ze 150 KM. na 1500 KM, turbiny parowe — z 15.000 kW na 200.000 kW.

Ciężar jednostkowy silników zmalał wybitnie. W porównaniu z silnikami okrętowymi ciężar jednostkowy silnika lotniczego wynosi 0,5% ciężaru jednostkowego silnika okrętowego (Diesel'a) tej samej mocy (0,5 kg/KM wobec 100 kg/KM.). W artykule zamieszczona jest tablica, zawierająca ciężary jednostkowe turbin parowych, Dieseli i silników wybuchowych w różnym zastosowaniu.

Następnie autor podaje charakterystykę turbin parowych, maszyn tłokowych parowych i silników spalinowych pod względem warunków pracy, regulacji, obciążalności, ekonomiczności i zakresu zastosowania. Stwierdza, że turbiny parowe i Diesele przekroczyły ustalony do niedawna obręb zastosowania i pierwsze znalazły lub znajdą zastosowanie w budowie lokomotyw oraz samolotów, drugie zaś w kolejnictwie, samochodach i samolotach.

Silniki, znajdujące zastosowanie w budowie samolotów omówione są w osobnym rozdziale p.t. „Napęd samolotów".

Przy konstrukcji silników lotniczych należy zwrócić uwagę oprócz małego ciężaru jednostkowego i małego zużycia paliwa na zachowanie małej powierzchni czołowej. Moce z litra dochodzą obecnie do 40 KM/l, rzadko do 55 — 60 KM/l i powodują wysokie obciążenie termiczne tłoków i cylindrów. Jest to powodem ograniczenia wymiarów cylindrów silników typu Otto; maxymalna pojemność cylindra wynosi około 3,5 l., najwyższa moc stała z 1 cylindra — około 120 KM. Większe cylindry dają proporcjonalnie mniejszą moc, gdyż naskutek gorszego chłodzenia nie mogą być tak wysoko obciążone.

W dalszym ciągu następuje charakterystyka lotniczych silników spalinowych, aby na tym tle uwypuklić zalety i właściwości turbiny parowej.

Silniki typu Otto. Są budowane jako: 1) chłodzone płynem, obecnie zresztą i powietrzem, silniki dwurzędowe np. po 6 cyl. w rzędzie; 2) chłodzone powietrzem silniki gwiazdowe np. 9-o cylindrowe do mocy 1200 KM.

Przy silnikach o wygórowanej mocy 2000 do 3000 KM trzeba będzie zwrócić się do układu gwiazdowo-szeregowego i np. budować sześć 5-o cylindrowych gwiazd jedna za drugą jako jednostkę; obecnie są w ruchu silniki 18-o cylindrowe o mocy 1800 KM, wykonane jako gwiazda podwójna.

Silniki doładowane osiągają przy paliwach o wysokiej odporności na detonację obroty do 2800 obr/min.; średnie ciśnienie w cylindrze przy starcie wynosi 12 — 14 at., w locie — 9,5 at.; średnia szybkość tłoka dochodzi do 15 m/sek.; ciężary jednostkowe wynoszą od 0,45 do 0,7 kg/KM. Według Ricardo przez podwyższenie liczby oktanowej paliwa z 87 na 100 moc z litra może wzrosnąć dwukrotnie. Stoją temu na przeszkodzie względy konstrukcyjne.

Starania w celu podwyższenia mocy silnika idą w różnych kierunkach, a mianowicie: podwyższenie obrotów do 4000 — 5000 obr/min.; przepłukiwanie cylindrów zimnym powietrzem po wydechu; zastąpienie wentyli wydechowych, najbardziej obciążonych termicznie, przez suwaki; zastąpienie gaźników przez pompy, wtryskujące paliwo bezpośrednio. Suwaki mogą ponadto dać lepszy stopień napełnienia, dzięki zaś wtryskowi paliwa odpada niebezpieczne oblodzenie gaźnika.

Dzięki samoczynnym urządzeniom do regulacji: liczby oktanowej, ciśnienia w przewodach wlotowych, dodatku alkoholu i t. d. zużycie paliwa w locie podróżnym osiąga 200 gr/KM godz., podczas gdy dotychczas 250 gr/KM godz. uważano za niskie zużycie.

Silniki Diesela. Ciężar jednostkowy jest większy niż silników Otto; przy 1000 i 700 KM. wynosi odpowiednio 0,63 i 0,73 kg/KM.; zużycie paliwa w locie podróżnym 165 do 180 gr/KM godz., a więc mniejsze; moc z litra np. dla Jumo „205" i „206" wynosi 42 KM/l. Należy się liczyć w najbliższym czasie z mocami 45 do 50 KM. z litra, z ciężarem jednostkowym około 0,5 kg/KM i jednostkami o mocy do 2000 KM. Z powodu tego, że temperatura spalin jest daleko niższa jak w silniku Otto, bo wynosi 500° do 550° wobec 800° do 1000°, pewność ruchu turbosprężarek jest daleko wyższa.

Turbiny parowe. Bieżące konstrukcje wykazały, że turbiny parowe w zastosowaniu do samolotów mogą być brane pod uwagę przy mocy ponad 3000 KM. Na pytanie, czy w najbliższym czasie będzie zapotrzebowanie na tak silne jednostki, należy odpowiedzieć twierdząco. Już w roku 1929 zbudowany statek powietrzny Do X miał ciężar w locie 54 t. i silniki o mocy 7200 KM. W Anglii przedsięwzięto budowę łodzi latającej o ciężarze 100 do 200 t. i mocy 20.000 KM. Doświadczeni fachowcy liczą się w r. 1941 ze 100 ton. łodziami latającymi, zaś w r. 1950 z łodziami o ciężarze 500 t. dla 1000 pasażerów. Za łodziami latającymi przemawia ich szybkość, nieosiągana nawet przez najszybsze statki powietrzne, oraz niskie zużycie paliwa. Wbrew powszechnemu mniemaniu szybki parowiec luksusowy zużywa na 1 pasażera dla przebycia tej samej drogi 3 do 4 razy więcej paliwa niż samolot, który jest 6 do 7 razy szybszy.

Według publikacji United States Maritime Commission 18 łodzi latających na 40 do 50 pasażerów przy dziennej służbie 3 łodzi wykona to samo, co jeden pośpieszny parowiec, lecz 18 łodzi latających kosztuje 18 milj. $ zamiast 50 milj. $. Łodzie latające przewyższają jeszcze parowce ekonomicznością, jeśli liczyć, że ich czas użytkowania wynosi 5 lat, parowca zaś 20 lat. Z tego też względu łodzie latające mogą prędzej niż parowce podążać z postępem techniki. Publikacja podkreśla odosobnione zjawisko, że już na początku rozwoju koszty podróży szybszego samolotu, ściśle łodzi latającej, są mniejsze niż przy znacznie wolniejszym statku parowym, choć ten ma za sobą stuletnią przeszłość.

Silny pęd do budowania samolotów transatlantyckich istnieje więc bez wątpienia. Im większa będzie moc zapotrzebowana, tym lepsze widoki otwierają się przed napędem parowym. Jeśli liczyć się z zapotrzebowaniem mocy w wysokości 12.000 do 20.000 KM., to otrzymamy w wypadku trzech niezależnych ze względów bezpieczeństwa jednostek napędowych, całkiem korzystne wielkości turbin. Zależności będą jeszcze lepsze, gdyby możliwy był — oczywiście przy bardzo dużych samolotach — centralny napęd śmigieł.

Zadziwiające moce silników 12-o lub 18-o cylindrowych są raczej jeszcze jednym dowodem nadzwyczajnych uzdolnień konstruktora i warsztatu, niż właściwego kierunku obranej dotychczas drogi dla dalszego silnego wzrostu mocy. Dwie lub trzy turbiny parowe są znacznie prostsze, przejrzystsze i pewniejsze w ruchu niż silniki ze 120 lub 160 cylindrami. Niebezpieczeństwo zaś fatalnych w skutkach przeciążeń dzięki fałszywej manipulacji prawie że nie istnieje. Tylko przestrzeń ogniowa i powierzchnia ogrzewalna kotła, a więc części nieruchome (!), są narażone na wysokie obciążenia i to tylko termiczne. Niezbędne doładowanie przy locie na wysokości jest przy kotłach parowych prostsze, a całkowite spalanie jest co najmniej tak samo osiągalne jak przy silnikach spalinowych; chłodnice międzystopniowe sprężonego powietrza ładowanego są zbędne; energia spalin prawie całkowicie pokrywa zapotrzebowanie mocy potrzebnej do ładowania i wywołania ciągu.

Postępy w dziedzinie materiałowej pozwalają oczekiwać, iż w najbliższych latach dopuszczalna będzie temperatura pary świeżej 600°, gdyż czas użytkowania turbin samolotowych nie musi być tak długi, jak turbin stałych. Zużycie paliwa niech wynosi wtedy około 200 gr/KM. godz., t. j. tyle co przy gaźnikowych silnikach Otto w warunkach korzystnych, a o 20 do 40 gr/KM. godz. więcej, niż w silnikach Diesela, którym z kolei rzeczy dorównywują prawie turbiny rtęciowe. Ze względu jednak na duży ciężar czynnika, a więc i całej instalacji, turbiny rtęciowe należy z rozważań wyłączyć. To samo tyczy się wielostopniowego podgrzewania wody zasilającej lub wielostopniowego przegrzewania międzystopniowego, gdyż wątpliwe jest, czy oszczędność na paliwie zrównoważy wzrost ciężaru, a tymczasem główna cecha turbin — ich prostota — byłaby zaprzepaszczona.

Właściwym zagadnieniem przy parowym napędzie samolotu są kotły i kondensatory, a nie turbiny. Kondensatory są niezbędne, bowiem balast wody do zastąpienia tylko 1% pracującej ilości pary zmniejszyłby przy jednym przelocie przez Atlantyk ciężar użyteczny o 30 do 50%. Z powodu dużej objętości pary przy wysokiej próżni oraz konieczności zachowania małego ciężaru oraz małego oporu czołowego będą dopuszczalne tylko średnie próżnie. Najprawdopodobniej zbuduje się kondensatory dla stałej różnicy ciśnień między otoczeniem a próżnią w kondensatorze. Ciśnienie w kondensatorze byłoby więc przy ziemi najwyższe, na wysokości zaś 5 do 8 km. — t. j. przypuszczalnym pułapie lotów transoceanicznych — spadłoby np. do 0,2 at. Tłokowe maszyny parowe odpadają z powodu koniecznego odoliwienia kondensatu.

Opór chłodnic silników spalinowych zmniejsza moc napędu o 6 do 12%. Ponieważ przy napędach parowych musi być odprowadzona 3 do 4-krotnie większa ilość ciepła niż przy silnikach spalinowych, opór w locie wspólnie wbudowanych kondensatorów byłby olbrzymi. Zrozumiano jednak, że opór ten można wydatnie zmniejszyć lub można zamienić na małe źródło napędu, gdy się zużytkuje przyrost energii powietrza chłodzącego dzięki podgrzaniu przez wbudowanie kondensatorów w specjalnie uformowane w formie dyszy kanały i podobnie postąpi się ze spalinami z kotłów. Maszyny pomocnicze będzie się napędzać specjalnym silnikiem Diesela. Tak samo przy dużych silnikach Otto przechodzi się do specjalnego źródła mocy dla maszyn pomocniczych.

Jeśli weźmiemy pod uwagę, iż jeszcze przy końcu Wielkiej Wojny ciężar jednostkowy silników był 3 razy większy, niż obecnie, to bez specjalnego optymizmu można spodziewać się, że turbiny samolotowe po pewnym okresie rozwojowym osiągną ciężar jednostkowy 0,5 do 0,75 kg/KM.

Perspektywy napędu parowego zależą w dużym stopniu od tego, jakie rezultaty dadzą silniki Diesela, które w konstrukcjach Junkersa wykazały swe wielkie walory. W stosunku do silników Otto widoki turbin parowych byłyby daleko lepsze. Poważną przeszkodą do wprowadzenia turbin parowych jest ponadto małe zainteresowanie wojskowości ze względu na dużą wrażliwość na uszkodzenie skutkiem strzałów, tym samym odpada bowiem poważna pomoc materialna.

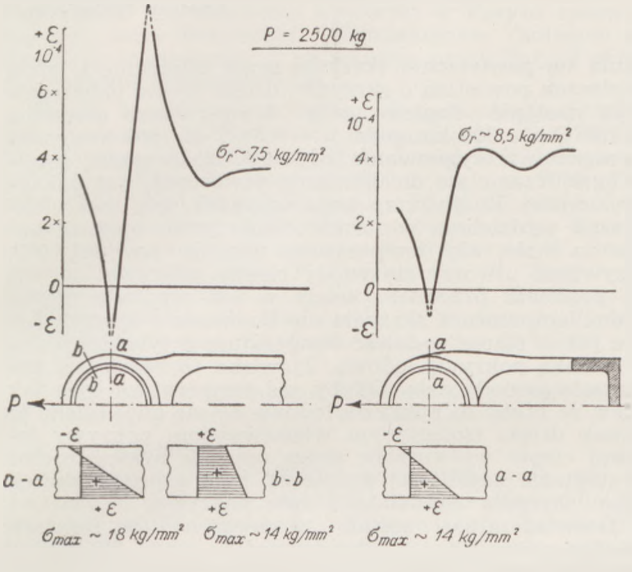
Wynalezienie chłodzenia dyszowego obaliło jedną z głównych przeszkód dla wprowadzenia turbin do lotnictwa. Jeśli więc nawet w chwili obecnej nie mają one pomyślnych widoków rozwoju, to historia nowoczesnej techniki poucza, że stan ten może pewnego dnia nieoczekiwanie zmienić się na korzyść napędu parowego. VDI Zeitschrift, Nr. 34, 1938.

Wytrzymałość korbowodów bocznych silników lotniczych. Dr. Ing. H. Wiegand. Części maszyn zostają w pracy wystawione na niebezpieczeństwo, gdy wytworzone przez siły zewnętrzne naprężenie miejscowe przekracza trwałą (zmęczeniową) wytrzymałość materiału; sprzyja temu niejednorodność materiału lub niedokładność w obróbce. W konstrukcjach silników lotniczych wymaga się m. inn., aby wykorzystując jak najlepiej materiał ze względu na małą wagę silnika, kształtować tak części, aby osiągnąć możliwie jednakowe naprężenia w każdym przekroju, oraz, by przy oszczędnych wymiarach części, zarówno obróbka jak i wykończenie były należycie dobrane. O ważności tych założeń świadczy fakt, że największa ilość spotykanych uszkodzeń części silników przypisywana jest bądź niecelowemu ukształtowaniu części, bądź wadom materiału. Na podstawie samego tylko obliczenia nie może być korbowód boczny tak ukształtowany, by naprężenia wszędzie były jednakowe; dla spełnienia tego są potrzebne pomiary, któreby pozwalały poznać przebieg naprężeń zwłaszcza w miejscu najniebezpieczniejszym. Z pomocą przychodzi doświadczenie: zerwanie zmęczeniowe korbowodu ma miejsce w otworze na sworzeń korbowodowy w pobliżu trzona, co dowodzi, że tam przebieg naprężeń powinien być sprawdzony, jako w miejscu najbardziej niebezpiecznym.

Wyniki pomiarów rozciągania korbowodu bocznego starszego typu przedstawia rys. 1*). Przebieg wydłużeń jednostkowych wykazuje stromy wzrost w miarę posuwania się od trzona (naprężenie ok. 7,5 kg/mm²) w kierunku łba korbowodu, przy czym największe wydłużenia przypadają na łuku, po tym maleją równie stromo, by w okolicach środka łba przyjąć nawet wartość ujemną, t. zn. że nazewnątrz otworu na sworzeń występuje naprężenie ściskające, odpowiadające wewnątrz otworu

*) Pomiary wydłużeń od rozciągania i określenie naprężeń w otworze na sworzeń przeprowadzono w/g metody Rotschera.

naprężeniu rozciągającemu. To ostatnie tłomaczy się tym, że siła P usiłuje doprowadzić otwór do kształtu elipsy, wywierając na przekrój a—a prócz obciążenia rozciągającego, także moment gnący. Odkształcenie otworu będzie tym większe, im większy będzie luz między otworem i sworzniem, i podobnie wzrośnie naprężenie; luz ten zatem musi być możliwie mały. Jak widać z rysunku, ukształtowanie badanej części korbowodu jest niezadawalające, trzeba naprężenia szczytowe obniżyć i wyrównać do naprężenia średniego, które należy podnieść bliżej do wytrzymałości trwałej (zmęczeniowej) materiału.



Rys. 1. Rys. 2.

Przeprowadzono dalsze pomiary na 2 korbowodach bocznych, podobnej budowy, różniących się od podanego na rys. 1 w pierwszym wypadku tym, że łuk zewnętrznego przejścia z trzona w łeb był o dużym promieniu, w drugim zaś — że przy łuku zewnętrznym jak ostatnio przejście wewnętrzne z trzona zamiast kołowego było paraboliczne. W pierwszym wypadku otrzymano niższy wierzchołek wydłużeń niż na rys. 1; pozostały przebieg wydłużeń (i naprężeń) nie okazał się zadawalający. W drugim wypadku uzyskano wyniki nie lepsze niż poprzednio, przy czym naprężenia w przekroju a—a w obu wypadkach wypadły jednakowe i równe naprężeniu podanemu na rys. 1. Dla osiągnięcia zatem możliwie korzystnego i równomiernego rozkładu naprężeń trzeba stworzyć równomierniejsze przejście z przekroju silniejszego na słabszy. Przez „nałożenie materiału" otrzymano w następnym korbowodzie (rys. 2) niski szczyt wydłużeń, zmniejszenie naprężeń w przekroju a—a, oraz uzyskano równomierniejszy rozkład naprężeń w całości. Ponieważ przekrój I trzona nie został, jak się okazało przy pomiarach poprzednich korbowodów, należycie wyzyskany, zmniejszono go zatem nieco, uzyskując naprężenie 8,5 kg/mm².

Przy wyborze materiału na części silnika ze względu na wytrzymałość w warunkach użytkowania części, musi konstruktor m. inn. zdecydować również rodzaj obróbki cieplnej i wykończenia części (stan powierzchni). Zadaniem stalowni jest dostarczenie materiału o najlepszych własnościach metalurgicznych, kuźnia zaś musi nadać należyty układ włóknom w materiale przy przekuwaniu. Jako materiał na korbowody boczne (nawet wysoko obciążone) stosuje się w Niemczech stal lotniczą 1455, której wytrzymałość na rozerwanie w stanie ulepszonym wynosi 95 — 110 kg/mm². Wobec tendencji do zupełnego wykorzystania materiału i oszczędnego wymiarowania korbowodów, wady materiału jak: obecność żużla, rozwalcowane pęcherze gazu, karby i rysy dyskwalifikują go, zwłaszcza gdy pojawiają się w miejscach najbardziej obciążonych.

Stały nadzór nad materiałem, począwszy od chwili wyrabiania bloku stalowego, a skończywszy na wytworzonej gotowej części, jest koniecznie potrzebny. Na rysunkach przedstawiono kilka wad materiałowych, wykrytych badaniem magnetycznym lub mikroskopowym, jak: obecność żużla, pęcherze gazowe i t. d., będących bądź wynikiem niedbałej fabrykacji stali bądź przekucia. Ponieważ wykryte wady w surówkach bądź obrabianych częściach znajdują się często w miejscach najbardziej obciążonych, przeto niebezpieczeństwo powstałe z niedbałej fabrykacji materiału czy dalszej obróbki jest wielkie; zerwanie korbowodu może doprowadzić do zniszczenia silnika, a nawet pociągnąć za sobą jeszcze gorsze skutki. Należyte kształtowanie korbowodów ze względu na pożądane jednolite obciążenie części, powinno iść przeto w parze ze stale jednakowo dobrym i starannym wyrobem materiału, przeróbką i badaniem. Luftwissen, Bd. 5, Nr 8, 1938, str. 289—292, rys. 9.

Instalacje elektryczne

Odlodzanie samolotów przez ogrzewanie elektryczne.

I. Oporniki elektryczne powierzchniowe.

Druty i wstęgi metalowe używane dotąd do wyrobu oporników elektrycznych nie mogą zapewnić równomiernego ogrzania powierzchni ciała. Dlatego to szukano innych rozwiązań i teraz przemysł ma już kilka sposobów wyrobu oporników powierzchniowych. Jednym z nich jest opornik grafitowy, który jest bliżej potraktowany w niniejszym streszczeniu. Opornik ten przedstawia cienką powłokę koloidalną, w której zawieszony jest specjalny grafit listkowy. Sporządzanie urządzenia ogrzewającego odbywa się w ten sposób, że na powierzchnie ciała, które chcemy ogrzać, nakładamy jako izolację papier impregnowany lub azbestowy i zapomocą pistoletu lub pendzla pokrywamy powierzchnię warstewką grafitu, zawieszonego w substancji o składnikach lotnych. Po odparowaniu części lotnych pozostaje elastyczna błona, składająca się z grafitu i części nielotnych powyższej substancji. W celu równomiernego doprowadzenia prądu na brzegach po obu sronach powierzchni rozpyla się proszek metalowy z cynku lub miedzi i w ten sposób otrzymuje się wstęgi metalizowane, które dają dobre połączenie elektryczne z błoną opornika. Do tych wstęg można już dołączyć zwykłe przewody czy to przez lutowanie czy też przez docisk. Dla zabezpieczenia opornika od wpływów atmosferycznych pokrywa się go lakierem odpornym na wilgoć.

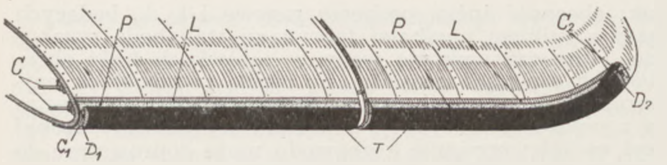
Dobierając odpowiedni grafit lub składniki nie lotne substancji można otrzymać błonę o oporności właściwej od około 80.000 $\mu\Omega$ cm do bardzo dużych wartości. Dla przykładu można podać, że aby zużyć moc 2 kW przy napięciu 110 V grubość błony opornika grafitowego o oporności właściwej 80.000 $\mu\Omega$ cm i o wymiarach 1 m na 1 m musi wynosić 0,132 mm, a gdybyśmy chcieli otrzymać tę samą wartość oporu, posługując się opornikiem ze stopu niklu i chromu, to grubość blachy musiałaby wynosić 0,00018 mm, co jest oczywiście w praktyce nieosiągalne.

Własności fizyczne i mechaniczne oporników grafitowych są następujące: ciepło właściwe 0,2, zabarwienie brunatne, duża elastyczność i sprężystość, niewrażliwość na wodę. Z innych rozwiązań oporników powierzchniowych należy przytoczyć oporniki z tkaniny metalowej, wyrabianej z cienkich drucików (0,05 do 0,1 mm) tworzących siatkę o ilości oczek 120 do 200 na 1 cm².

II. Oblodzanie samolotów i sposoby przeciwdziałania temu.

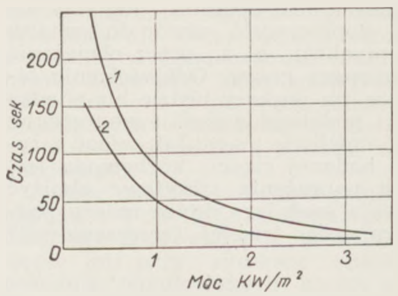
Oblodzanie występuje wtedy, gdy samolot znajdzie się we mgle utworzonej z kropelek wody w stanie przechłodzonym (temp. poniżej zera). Uderzenie kropelek wody w krawędź natarcia skrzydła czy też innej części samolotu powoduje naruszenie stanu przechłodzenia, przejściowego z natury rzeczy, i tworzy się wtedy warstewka lodu, której grubość z biegiem czasu się zwiększa. Grubość ta w pewnych wypadkach może dojść do 2 cm po upływie 1 minuty. Jak z tego widać, oblodzanie zaczyna się na krawędzi natarcia i po tym stopniowo rozszerza się na całą powierzchnię samolotu. Pokrywa lodowa może spowodować zmianę profilu skrzydeł, lotek, śmigła, blokowanie sterów, zatkanie gaźnika, nieprzezroczystość szyb kabiny pilota, nie działanie klap szczelinowych itp.

W roku 1936 zdarzyły się między innymi dwa wypadki lotnicze, spowodowane oblodzaniem: zimą Lock-



Rys. 1. Widok urządzenia odlodzającego na krawędzi natarcia skrzydła samolotu.

C_1C_2 — zaciski doprowadzające prąd
D_1D_2 — wstęgi rozdzielające prąd
L — pokrycie korkowe
D — papier impregnowany
T — błona opornika powierzchniowego



Rys. 2. Krzywe czasu potrzebnego na odlodzanie w funkcji mocy przy różnych temperaturach otoczenia i przy uwzględnieniu ogrzania od ruchu powietrza.

Krzywa 1 — temperatura otoczenia —6,8⁰C, skrzydła —4⁰C, prędkość 300 km/godz.
Krzywa 2 — temperatura otoczenia —4,8⁰C, skrzydła —2⁰C, prędkość 300 km/godz.

heed „Electra" 10A na linii Lwów — Warszawa i wiosną Douglas DC3 pod Pittsburgiem w Ameryce.

Niebezpieczeństwo oblodzania należy przede wszystkim brać pod uwagę w komunikacji lotniczej na duże odległości (przez oceany), gdy obserwacja meteorologiczna nie jest w 100% zapewniona. Sposoby przeciwdziałania temu zjawisku idą w dwóch kierunkach 1-o zapobieganie tworzeniu się pokrywy lodowej, 2-o usuwanie już utworzonej pokrywy.

Rozpatrzmy charakterystykę poszczególnych części samolotu, podlegających oblodzaniu:

1. Aparaty pokładowe. Zapobieganie oblodzaniu przez ogrzewanie elektryczne. Moc zużyta mała. Obecnie wszystkie aparaty pokładowe narażone na oblodzanie ogrzewa się elektrycznie.

2. Śmigło. Lód tworzy się tu pomimo siły odśrodkowej i gładkiej powierzchni. Zapobieganie przez pokrywanie ramion śmigła specjalnym smarem, który jest doprowadzany do osi śmigła i wyrzucany siłą odśrodkową na powierzchnię ramion (rozpowszechnione w Ameryce).

3. Skrzydła i podobne części samolotu. Tu oblodzanie jest najniebezpieczniejsze nie przez zwiększanie ciężaru, lecz przez zmianę profilu oraz przez zbyt wielkie wibracje spowodowane nierównomiernym obciążeniem skrzydeł. Urządzenia zapobiegawcze obecnie stosowane, jak poduszki gumowe, tłusty smar, idealnie gładka powierzchnia, błona z glykolu obniżająca temperaturę zamarzania, ogrzewanie gazami spalinowymi, nie dały dobrych wyników i wobec tego nie przyjęły się. Pozostaje sposób ogrzewania elektrycznego. Używanie oporników drutowych, prowadzonych wewnątrz skrzydeł wymaga wielkiego zużycia mocy. Jedynym racjonalnym rozwiązaniem wydaje się zastosowanie oporników powierzchniowych opisanych w pierwszej części artykułu, gdyż pozwala na zabezpieczenie tylko wąskiego pasa około 20 cm na krawędzi natarcia (gdzie zapoczątkowuje się tworzenie lodu), na równomierne ogrzanie powierzchni, działanie tylko w chwili potrzeby i łatwy podział na sekcje, działające kolejno.

Zastanawiając się nad mocą potrzebną dla zapobiegania oblodzaniu samolotów, na podstawie doświadczeń przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym przez M. Jampy, dochodzimy do wniosku, że aby temperatura skrzydła była większa o 1^0 C od powietrza obmywającego skrzydło z prędkością 300 km/godz. we mgle, potrzebna jest moc 1 KM na każdy metr kwadratowy powierzchni. Normalny samolot powinien mieć ok. 3 m^2 powierzchni pokrytej opornikiem, a ponieważ temperatura mgły wynosi parę stopni poniżej zera, więc przy 10^0 C ogrzania, licząc z zapasem, potrzebna moc wyniesie 30 KM, co w porównaniu z całkowitą mocą silników większych samolotów nie jest zbyt dużo; tym niemniej jest to moc poważna, jeżeli chodzi o stosowane obecnie prądnice na samolotach. Na szczęście dwie okoliczności przychodzą tu nam z pomocą: 1-o zjawisko ogrzewania się powierzchni skrzydeł przez uderzanie i tarcie cząsteczek powietrza o skrzydło, dzięki czemu oblodzanie może nastąpić dopiero przy temperaturze otoczenia — $1,5^0$ C dla 300 km/godz. i — $4,5^0$ C dla 500 km/godz., 2-o możność zrezygnowania jedynie z zapobiegania, a tylko ograniczanie się do usuwania utworzonej już pokrywy lodowej. Rozpatrzmy teraz wypadek, gdy moc elektryczna wydzielona w formie ciepła przez opornik będzie za mała, aby temperatura wzrosła powyżej 0^0C. Oczywiście utworzy się wtedy cienka pokrywa lodowa, ale ponieważ przemiana wody w lód wydziela ciepło, zatem temperatura skrzydła się podniesie i opornik będzie już w stanie podnieść temperaturę o tyle, żeby stopić cienką pokrywę lodową. Zjawisko to będzie się powtarzało periodycznie. Gdyby zaś temperatura była tak niska, że mimo to pokrywa lodowa by się zwiększała, to jednak dzięki izolacyjnym właściwościom pokrywy lodowej ciepło wytworzone przez opornik byłoby zdolne do stopienia najbliższej warstewki lodu a już na skutek drgań skrzydła odpadłaby i cała pokrywa.

Doświadczalnie zostało stwierdzone (w tunelach aerodynamicznych), że aby usunąć w ciągu 50 sekund pokrywę lodową przy temp. otoczenia — $4,8^0$ C i temp. skrzydła — 2^0 C, przy prędkości 300 km/godz. potrzebna jest moc 1 kW na 1 m^2 powierzchni.

Na rys. 2. przedstawiona jest zależność czasu trwania pracy opornika w funkcji mocy w kW na 1 m^2 powierzchni dla dwóch temperatur otoczenia.

Weźmy dla przykładu samolot „Les Mureaux 115 R2B2" o grubych skrzydłach, o silnikach mocy 850 KM, o 15 metrów rozpiętości skrzydeł i o prędkości 300 km/godz. Pas opornika powierzchniowego o szerokości 20 cm będzie miał na tym samolocie ok. 3 m^2. Jeżeli zaopatrzymy samolot w prądnice 4 kW, to będziemy mogli uniknąć oblodzania przy temperaturach mgły — 5^0 C a może i — 6^0C. Okresowo cienką pokrywę lodową będzie można usuwać przy temperaturach niższych od — 6^0 C. Na koniec, gdyby powstawała gruba pokrywa lodowa to w zależności od temperatury lodu (— 5^0 C, — 10^0 C, — 15^0 C) byłoby możliwe usunięcie lodu po 50, 90 lub 130 sekundach. Mniejszą mocą elektryczną możnaby też uzyskać niezłe wyniki, lecz 4 kW potrzebne na odlodzanie w stosunku do mocy silników rzędu 1000 KM, to przecież nie jest dużo.

Reasumując uwagi powyższe, należy stwierdzić, że walka z oblodzaniem samolotów może się odbywać w różnych warunkach, przeto doświadczenia w locie wydają się niezbędne i ważne.

Streszczenie, opracowane na podstawie artykułów: Les resistances electriques superficielles et leurs applications au degivrage des ailes d'avion, J. Rideau et A. Ducret, i Considerations sur l'antigivrage et degivrage des avions par chauffage électrique, E. Brun, Revue Générale de l'Electricité (RGE), tom XLIII, Nr 21, str. 653 i 656.

Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

KOMUNIKAT ZARZĄDU NR 15/38

1. Sprostowanie.

Wskutek omyłki drukarskiej w poprzednim komunikacie („Technika Lotnicza" Nr 11, str. 414) błędnie wydrukowano nazwisko kol. Romana Sznee z Białej Podlaskiej.

Również błędnie podano tytuł kol. Tomasza Piwkowskiego, który powinien brzmieć: inż. dr fil.

2. Wycieczka do Paryża.

Zgodnie z programem odbyła się wycieczka organizowana przez ZPIL na XVI Międzynarodowy Salon Lotniczy w Paryżu. W wycieczce wzięło udział 37 członków ZPIL, 35 nie członków, w tym 13 pań, ogółem 72 osoby. Mimo trudności, udało się Zarządowi uzyskać wizy belgijskie, co pozwoliło uczestnikom na skorzystanie z krótszej i dogodniejszej trasy przez Berlin — Leodium. Dzięki indywidualnym paszportom wyjazdy i powroty

uczestników mogły się odbyć niezależnie, w terminach najdogodniejszych dla poszczególnych uczestników. Z zapowiedzianych odwiedzin wytwórni sprzętu lotniczego we Francji doszło do skutku tylko zwiedzenie wytwórni Płatowców S-té An. Constr. Aéron. du Nord (Potez) w Méaulte i wytwórni obrabiarek Ateliers G. S. P.

Inne projektowane wycieczki do wytwórni nie odbyły się, mimo bardzo wcześnie podjętych przez Zarząd starań, z przyczyn od ZPIL niezależnych.

Przygotowaniem wycieczki w Warszawie zajmował się kol. Rudolf Płoszek; zastępował go kol. Stanisław Piątkowski. Kierownictwo wycieczki w Paryżu sprawował kol. Jerzy Bełkowski. Wymienionym kolegom za sprężystą organizację i za włożoną pracę Zarząd składa serdeczne podziękowanie.

Dzięki życzliwemu poparciu Departamentu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji, oraz Zarządu Głównego Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej, które udzieliły sum zł 2200, wzgl. zł 2000, Zarząd ZPIL mógł rozdzielić między 18-tu członków subwencje na częściowe pokrycie kosztów wyjazdu. Korzystali z nich następujący koledzy: F. Brodowski, W. Brzozowski, J. Brynikowski, T. Czaykowski, W. Fangor, E. Guzowski, J. Hoffman, G. Jakubowski, C. Kączkowski, Z. Krzywobłocki, H. Malinowski, T. Markowski, B. Milej, E. Misiurewicz, St. Piątkowski, S. Rybiński, J. Tuz, Z. Winecki.

Sprawozdanie techniczne z Salonu paryskiego ukaże się w następnym numerze „Techniki Lotniczej".

3. Dni klubowe

Wieczory klubowe ZPIL, które odbywają się co czwartek od godz. 18-ej w lokalu własnym Związku (Al. Szucha 4 m. 66), cieszą się co raz większą frekwencją. Zarząd nie wątpi, że frekwencja ta wzrośnie jeszcze, gdy Koledzy, którzy dotychczas brali niewielki udział w życiu towarzyskim Związku, zechcą również skorzystać ze sposobności spędzenia wieczoru na pogawędce, brydżu i szachach.

4. Czytelnia czasopism

Zarząd przypomina Kolegom, że w lokalu ZPIL własnym istnieje czytelnia czasopism, z której członkowie mogą korzystać codziennie w godzinach 18 — 20 (z wyjątkiem niedziel, świąt i sobót). W czytelni wykłada się bieżące numery ok. 50-ciu czasopism krajowych i zagranicznych. Regulamin czytelni przewiduje możliwość wypożyczania dawniejszych numerów czasopism na określony przeciąg czasu z obowiązkiem uprzedniego porozumienia się z Biurem Związku, które zapisuje wypożyczone czasopismo i termin zwrotu.

Wszystkie czasopisma Zarząd poleca opiece czytelników z prośbą o nierobienie na nich notatek i zachowanie ich w należytym stanie i porządku.

5. Składki.

Wszystkich kolegów, mających jakiekolwiek zaległości względem skarbu ZPIL, uprzejmie prosimy o jak najszybsze wpłacanie składek tak zaległych, jak i bieżących jednym z następujących sposobów:

a) Na konto P.K.O. Nr 25.545,

b) na ręce skarbnika (kol. Romuald Romicki) ITL, ul. Racławicka 3, lub lokal Związku: Al. Szucha 4 m. 66 w czwartki, godz. 18 do 20,

c) na ręce kolegów delegatów skarbu na terenie poszczególnych instytucji:

1. ITL — Okęcie: koledzy Witold Brzozowski i Zygmunt Jaworski;
2. KZL — kol. Stefan Rybiński;
3. PZL-WP: koledzy Jerzy Brzustowski, Henryk Malinowski, Rudolf Płoszek i Mieczysław Romicki;
4. Avia — kol. Tadeusz Gorgoń;
5. LWS — kol. Władysław Fisz-Don;
6. PWS — kol. Wacław Czerwiński.

Zarząd ZPIL prosi kolegów, aby dla ułatwienia trudnej pracy kol. skarbnika i kol. kol. delegatów, sami zwracali się do nich, nie czekając na wezwanie z ich strony.

6. Życzenia świąteczne.

Wszystkim członkom Zarząd ZPIL składa serdeczne życzenia z okazji Świąt Bożego Narodzenia i Nowego Roku.

Zamiast rozsyłania osobnych życzeń, Zarząd składa sumę zł 20.— na Pomoc Zimową.

Za Zarząd:

(—) *E. Kosko*, Sekretarz. (—) *W. Challier*, Prezes.

Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych

Urząd Patentowy R. P. ogłosił w Nr 10 1938 r. następujące patenty, wydane na wynalazki w zakresie lotnictwa:

Nr 27224. Therese Junkers, ur. Bennehold (Gauting, Niemcy). Bezkorbowa maszyna tłokowa z przeciwbieżnymi tłokami w jednym cylindrze.

Nr 27329. Robert Bosch Aktiengesellschaft (Stuttgart, Niemcy). Rozrusznik do silników spalinowych, zwłaszcza z wirującą masą zamachową.

Nr 27292. „Avia" Wytwórnia Maszyn Precyzyjnych L. Nowiński, M. Kośmiński i W. Szomański Spółka z ograniczoną odpowiedzialnością (Warszawa, Polska). Dławnica cylindra tłokowego, zwłaszcza do amortyzatorów powietrznych.

Nr 27288. Raoul Roland Raymond Sarazin (St. Prix, Francja). Urządzenie do tłumienia drgań silników o promieniowym ustawieniu cylindrów.

Nr 27211 Pioneer Instrument Company Inc. (Brooklyn, N. Y., Stany Zjednoczone Ameryki). Urządzenie wskaźnikowe do wskazywania położeń wciąganego podwozia statku napowietrznego, zwłaszcza samolotu.

Są do odstąpienia patenty, względnie do udzielenia licencje z nich:

Nr 14219. na „Łącznik części szkieletów rurowych, stosowanych do budowy samolotów". Wiadomość: Inż. Feliks Winnicki, Poznań, Plac Wolności 9.

Nr 14221. na: „Samolot myśliwski z urządzeniem do celowania przy strzelaniu naprzód i w tył". Wiadomość: Inż. Feliks Winnicki, Poznań, Plac Wolności 9.

Nr 22033. na: „Urządzenie sterowe do samolotów i statków powietrznych oraz do innych środków lokomocji". Wiadomość: M. Skrzypkowski, Warszawa, Krucza 43.

Nowe wydawnictwa

ENTWURF UND BERECHNUNG VON FLUGZEUGEN. Band. III. Leitwerk przez Gerharda Otto. 87 str. form. A5, 9 tablic. Berlin 1938. C. J. E. Volckmann Nachf. E. Wette. Cena kart. RM 3,50.

Trzeci tomik serii poświęconej obliczeniom głównych zespołów płatowca traktuje o usterzeniu. Układ książki i sposób przedstawienia tematu jest ten sam, co w poprzednich, omówionych już tomikach (I. Skrzydło — ob. Techn. Nowości Lotnicze 1937, Nr 7, str. 201; II. Kadłub — Technika Lotnicza 1938, Nr 2, str. 56). Autor powołuje się także na swoją książkę o obliczeniach stateczności samolotów (ob. Techniczne Nowości Lotnicze 1937, Nr 9, str. 262). Wielkości obciążeń są przyjęte zgodnie z niemieckimi przepisami wytrzymałości samolotów (wydanie z grudnia 1936 r.).

Jako przykład przeliczono usterzenie samolotu Heinkel He 72 „Kadett". W stateczniku poziomym przyjęto, iż tylko dźwigar tylny pracuje na zginanie, skręcanie

zaś jest przeniesione przez pokrycie sklejkowe. Obliczenia wytrzymałościowe ograniczają się do znalezienia momentów gnących i sił poprzecznych w dźwigarach sterów i stateczników zapomocą równania trzech momentów, oraz kątów skręcenia zapomocą wzoru Bredta. Poziom jest więc wybitnie elementarny. Nie uwzględniono nawet sił osiowych w dźwigarze statecznika, pochodzących od pochylenia reakcji zastrzałów.

Sporo miejsca autor poświęca funkcjom „k" (dawniej używanym) i „f" (nowszym), które służą do określenia rozkładu ciśnień wzdłuż cięciwy przy sterze wychylonym. Zastępują one w myśl wskazówek niemieckich przepisów stosowane u nas rozkłady trójkątne, trapezowe itp., co dosyć znacznie komplikuje obliczenie. O pochodzeniu tych funkcji autor jednak nie wspomina.

To, co autor podaje jako szczegóły konstrukcyjne usterzeń, jest zaledwie pobieżnym przeglądem niektórych obrysów usterzeń i wzajemnych położeń ich względem kadłuba. Nie wspomniano nawet o tak rozpowszechnionych podwójnych usterzeniach pionowych, a rozwiązań konstrukcji stateczników i sterów czytelnik w ogóle nie znajdzie.

Przerobienie przykładu według podanego wzoru może być dobrym ćwiczeniem wstępnym ze statyki lotniczej. *E. K.*

ANGEWANDTE LASTANNAHMEN ÜBER GRÖSSE UND ANGRIFF VON LUFTKRÄFTEN AN FLUGZEUGEN przez Gerharda Siegel VDI. 173 str. form. A5, 11 tablic i 9 formularzy do obliczeń. Berlin 1938. C. J. E. Volckmann Nachf. E. Wette. Cena kart. RM. 8,—, opr. RM. 9,60.

Przy projektowaniu samolotu, a zwłaszcza przy obliczaniu jego wytrzymałości konieczna jest znajomość największych obciążeń, jakim mogą być poddane w czasie lotu elementy konstrukcji. Wielkość tych obciążeń przyjmuje się na podstawie obowiązujących w poszczególnych krajach przepisów wytrzymałościowych. W dzisiejszym stanie znajomości mechaniki lotu przepisy te nie są już — jak to jeszcze na początku okresu powojennego bywało — zbiorem czysto umownych założeń, nie liczących się nieraz wcale z fizykalnym przebiegiem zjawisk, występujących w różnych stanach lotu. Założenia obowiązujących dzisiaj przepisów są wprawdzie nadal tylko uproszczonymi schematami myślowymi, nie mającymi żadnych pretensji do miana hipotez naukowych, lecz oparte są na znajomości o wiele głębszej i bardziej wszechstronnej złożonej rzeczywistości aerodynamicznej i mechanicznej. To też zrozumienie i zastosowanie takich przepisów przez statyka - wytrzymałościowca wymaga pewnych wiadomości wstępnych z dziedziny aerodynamiki i mechaniki lotu. Poza tym zwięzły tekst przepisów nieraz wymaga uzupełniających wyjaśnień, wychodzących poza ramy oficjalnej publikacji. W niektórych zresztą krajach (W. Brytania, Stany Zjednoczone) przepisom wytrzymałości towarzyszy komentarz, zawierający t.zw. uznane metody obliczeń.

Komentarzem odmiennego rodzaju jest omawiana tu książka. Jest ona przeznaczona w pierwszym rzędzie dla personelu, którego zadaniem jest przeprowadzenie dowodu wytrzymałości. W Niemczech ustalił się podział personelu, wykonującego obliczenia płatowców na „aerodynamików" i „statyków". Tematem książki jest ta praca, którą wykonywa „aerodynamik", i której wyniki służą następnie „statykowi" do jego dalszych obliczeń. Zastosowanie aerodynamiki do ustalenia sił działających na samolot w locie przy jednoczesnym uwzględnieniu obowiązujących przepisów powinno jednak również zainteresować znacznie szersze koła techniczno - lotnicze, szczególnie konstruktorów i studentów.

Pierwszy rozdział poświęcony jest ogólnym założeniom obliczeniowym, które konstruktor musi uwzględnić już na początku projektowania. Rozpatruje tu autor kolejno wpływ różnych wielkości i danych konstrukcyjnych (ciężaru, wymiarów, profilu, śmigła i in.) i osiągów samolotu na obciążenia aerodynamiczne. W drugim rozdziale zestawione są uproszczone metody obliczenia wielkości tych obciążeń. Autor zaznacza tu wyraźnie, że do ostatecznego dowodu wytrzymałości metody te są niewystarczające, ale mogą przy pewnej rutynie posłużyć do ustalenia ogólnych założeń obliczeniowych, o których mowa w rozdziale I. Przed przystąpieniem do dokładniejszych obliczeń niezmiernie pożyteczne jest przekonanie się w przybliżeniu o wynikach, do jakich one mają doprowadzić; jest to też ważne ze względu na kontrolę obliczeń. Omówione tu są: dokumentacja, służąca za podstawę do obliczeń, biegunowa samolotu i równowaga momentów podłużnych, rozkład sił wzdłuż rozpiętości i obliczenie ciśnienia dynamicznego dla lotu poziomego i nurkowego. W następnym rozdziale stara się autor pokazać, jak można z licznych wypadków obciążeń (ilość ich w niemieckich przepisach może niejednego przerazić) wybrać wypadki miarodajne dla wytrzymałości na podstawie prostych stosunkowo rozumowań. Można wtedy zaoszczędzić sobie dokładniejszego przeliczenia na inne wypadki, choć nie zawsze okaże się to możliwe. Dla pokazania, w jaki sposób obliczenia się przeprowadza w praktyce, przeliczono w książce jako przykład obciążenia samolotu typu normalnego. Jako dalszy ciąg przykładu zawiera ostatni (IV) rozdział obliczenie bardziej szczegółowe obciążeń przekrojów poszczególnych zespołów, dla kilku wypadków, uznanych za miarodajne, nie wdając się jednak w sprawy czysto statyczne i wytrzymałościowe. W całej książce mowa jest tylko o obciążeniach pochodzących od sił aerodynamicznych; lądowanie np. nie jest tu uwzględnione.

Książkę uzupełniają formularze, na których można wykonać niektóre typowe obliczenia; formularze te, jak również załączone wykresy podnoszą praktyczną wartość tego małego podręcznika. Dziełko można polecić do przestudiowania każdemu, kto się zajmuje konstrukcją i obliczeniami płatowca. Choć nie znajdzie on tam głębszego uzasadnienia wszystkich założeń obliczeniowych, ani też metod wychodzących poza zakres elementarny, to jednak wzorowanie się na jasnym podziale materiału i przyswojenie sobie przejrzystości w samych obliczeniach i w przestawaniu tabelarycznym i wykreślnym wyników może wyjść tylko na korzyść i zaoszczędzić wiele pracy. Dla polskiego czytelnika obce będą może nowe przepisy niemieckie (z grudnia 1936 r.), wzięte przez autora za podstawę całej książki; jednak przezwyciężenie tej niewielkiej trudności może się opłacić, gdyż pozwoli ono na zrozumienie i wykorzystanie niejednej cennej wskazówki, zawartej w tych przepisach. *E. K.*

SPIS RZECZY:

5668 Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa. Ordynacka 3. tel. 644-59

Obecny stan i tendencje rozwojowe olejów lotniczych

Osiągnięcie przez nowoczesny samolot jego wysokiego stopnia doskonałości jest w znacznym stopniu zasługą konstruktorów silników lotniczych. Obok wybitnych osiągów dzisiejsze silniki lotnicze odznaczają się wysokim stopniem niezawodności w pracy i są coraz łatwiejsze w obsłudze. Tak wysoki stopień rozwoju stał się możliwy nietylko dzięki sztuce konstruktorskiej, ale i dzięki coraz dalej posuniętej umiejętności doboru najwłaściwszych materiałów na poszczególne części silnika i coraz doskonalszym metodom produkcyjnym.

Za jedną z ważniejszych części silnika należy uważać olej lotniczy, używany do smarowania silnika. Uznanie oleju za część silnika może wzbudzić zdziwienie; dla uzasadnienia tej definicji wystarczy zdać sobie sprawę, że częścią silnika jest każda część składowa, niezbędna do działania silnika, stopniowo zużywająca się podczas jego pracy i wymagająca wskutek tego okresowej wymiany. Jak widzimy, definicji tej odpowiadają nietylko wszystkie mechaniczne części, jak tłoki, cylindry i in., ale i olej, używany do smarowania.

Wysiłki konstruktora idą w kierunku doboru dla każdej części silnika materiału, któryby posiadał najodpowiedniejsze własności w stanie nowym, wykazywał podczas pracy silnika jak najmniejsze zmiany i zużywał się jak najwolniej. To samo można również powiedzieć i o oleju, którego własności w stanie świeżym powinny być jak najwyższe, i który nie powinien się zbyt szybko starzeć, ani zbyt szybko zużywać podczas pracy silnika. Chcąc dać produkt, w pełni odpowiadający tym wymaganiom, współczesna technika olejowa musi walczyć z coraz większymi trudnościami, tym bardziej, że, jak zobaczymy później, poszczególne wymagania, stawiane olejom lotniczym, bywają nieraz sprzeczne między sobą.

Zadaniem oleju lotniczego jest smarowanie współpracujących części silnika, a zatem niedopuszczanie do ich metalicznego kontaktu. Wymagania tego nie spełni ani olej zbyt gęsty, którego rozprowadzenie po całym silniku napotyka na duże trudności, ani zbyt rzadki, wyciskany z pomiędzy stykających się powierzchni pod wpływem panujących między nimi nacisków. Inaczej mówiąc, istnieje dla każdego silnika pewna minimalna i maksymalna płynność oleju, przy czym wyjście poza ich zakres naraża bezpieczeństwo pracy silnika na szwank. Jak wiadomo, płynność oleju szybko rośnie ze wzrostem temperatury, z czego wynika, że dla silnika lotniczego niebezpieczne są zarówno zbyt wysokie temperatury oleju (olej zbyt rzadki) jak i zbyt niskie (olej zbyt gęsty). Olej jest oczywiście tym lepszy, im zmienność jego płynności z temperaturą jest mniejsza, gdyż wówczas zakres temperatury, objęty minimalną i maksymalną dopuszczalną temperaturą oleju, będzie większy, ułatwiając eksploatację silnika. Miarą zmienności płynności oleju z temperaturą jest t. zw. indeks wiskozowy oleju, przy czym pożądane są możliwie wysokie indeksy wiskozowe. Dla dania pojęcia o potrzebnych dziś indeksach wiskozowych zaznaczymy, że wysokogatunkowe oleje lotnicze posiadają indeks wiskozowy 80 do 100.

Podczas pracy olej lotniczy ulega stopniowemu zanieczyszczeniu, tracąc stopniowo przydatność do dalszego użytku. Źródłem tych zanieczyszczeń jest w głównej mierze przedostawanie się oleju do przestrzeni dawkowej silnika, gdzie ulega on pod wpływem wysokich temperatur zmianom chemicznym. Znaczna część tego zmienionego oleju wraca z powrotem do karteru, zanieczyszczając pozostały olej. Objawem tych zanieczyszczeń są t. zw. asfalteny, które stanowią jeden ze składników szlamu, znajdywanego nieraz w wielkich ilościach w najmniej właściwych miejscach silników lotniczych (n. p. ważne otworki smarowe). Niezmiernie przykrą w skutkach konsekwencją starzenia się oleju w silniku jest zaklejanie się pierścieni tłokowych. Dla uniknięcia tych niepożądanych objawów konieczne jest używanie olejów, które byłyby jak najbardziej odporne na działanie czynników, powodujących starzenie oleju (przede wszystkim wysokie temperatury). Rozporządzanie takimi olejami nietylko zapobiega w znacznym stopniu opisanym ujemnym skutkom, ale i pozwala na zwiększenie odstępów czasu pomiędzy wymianami oleju na samolocie.

Wreszcie istnieje trzecia ważna własność oleju, a raczej grupa własności, które można scharakteryzować jako „pokrewieństwo" oleju do smarowanych przezeń powierzchni metalowych. O ile „pokrewieństwo" to jest dostatecznie bliskie, wówczas olej z jednej strony będzie doskonale do tych powierzchni przywierał, z drugiej strony zaś nie będzie wywierał na nią szkodliwego wpływu. Dobra przyczepność oleju jest ważna zarówno podczas pracy, jak i postoju silnika. Dobra przyczepność podczas pracy jest równoznaczna z dobrym smarowaniem, zwłaszcza wówczas, gdy nadmierne rozrzedzenie oleju budzi obawy o dobroć smarowania, zaś dobra przyczepność podczas postojów chroni metalowe powierzchnie od zetknięcia z czynnikami zewnętrznymi, mogącymi wywierać wpływ korodujący.

O ile olej nie wykazuje dostatecznego „pokrewieństwa" w stosunku do metalowych powierzchni, wówczas może wystąpić przyśpieszenie zużycia tych części, przy czym zużycie to może mieć charakter zużycia mechanicznego lub chemicznego, czyli korozji. Zużycie mechaniczne występuje jako skutek braku oleju (niedostateczna przyczepność), zaś korozja jako skutek szkodliwego wpływu oleju.

Uzyskanie oleju, posiadającego pierwsze dwie zalety, to znaczy wysoki indeks wiskozowy i znaczną odporność na starzenie, wymaga stosowania odpowiedniego surowca i poddania go specjalnym metodom rafinacji. Krótko mówiąc, produkcja olejów lotniczych sprowadza się do tego, aby w ostatecznym wyniku otrzymać produkt, który w składzie swoim zawierałby możliwie dużą ilość węglowodorów, należących do t. zw. grupy parafinowych. Najodpowiedniejsze są te metody rafinacji, które najniższym kosztem pozwalają na najkompletniejsze wydzielenie z przerabianego surowca węglowodorów tej grupy. Najlepsze wyniki dają w tym kierunku metody rafinacji przy użyciu rozpuszczalników selektywnych. Przez domieszanie odpowiedniego rozpuszczalnika przerabiany surowiec dzieli się na dwie warstwy, z których jedna zawiera składniki, niezdatne do użytku, druga zaś jest wysokowartościowym olejem lotniczym.

Przez dobór odpowiedniego surowca i właściwej metody rafinacji rozpuszczalnikowej (metod takich znana jest obecnie bardzo duża ilość) istnieje możność wyprodukowania olejów o indeksach wiskozowych, sięgających a nawet przekraczających 100 i o odporności na starzenie, jaka przed kilku laty byłaby w ogóle nie do pomyślenia. Na tej podstawie możnaby przypuszczać, że dzisiejsza technika produkcji olejów lotniczych doszła już do ideału. Tak jednak nie jest, gdyż niestety, bezkrytyczne udoskonalanie oleju w tych dwóch kierunkach ujemnie wpływa na jego „pokrewieństwo" do smarowanych powierzchni. Oleje „przerafinowane" wykazują niedostateczną przyczepność do metalu i w pewnych warunkach mogą nawet wpływać korodująco.

Działanie korozyjne oleju objawia się w stosunku do niektórych nowoczesnych metali łożyskowych. Wprowadzenie tych metali do użytku stało się konieczne ze względu na stale rosnące naciski jednostkowe, panujące w łożyskach, których wymiary nie mogą być ze względów konstrukcyjnych powiększone. „Złośliwość rzeczy martwych" chciała, że niektóre metale łożyskowe o bardzo wysokiej odporności na naciski i temperatury, okazały się podatne na wpływy korodujące, których źródło jest upatrywane w stosowaniu oleju, zbyt dobrze rafinowanego.

Ograniczono się do rozpatrzenia najważniejszych jedynie własności oleju, pozostawiając na uboczu szereg innych wymagań, które chociaż mniej ważne, jednak również muszą być przestrzegane. Już jednak ten krótki przegląd pozwala na zorientowanie się, jak trudnym zadaniem jest wyprodukowanie dobrego oleju lotniczego.

Wymaga ono właściwego doboru całego szeregu parametrów, jak surowiec, metody produkcji, stopień rafinacji, i znalezienia pewnego szczęśliwego kompromisu między z jednej strony usiłowaniem jak najlepszego rafinowania oleju, z drugiej strony zaś dążeniem do pozostawienia olejowi wrodzonego „pokrewieństwa“ do powierzchni metalowych. Znalezienie najlepszych rozwiązań wymaga długotrwałych prób i doświadczenia, którego nie zdoła zastąpić żaden wykład ani recepta produkcyjna. Produkcja olejów lotniczych stała się obecnie bardzo poważną specjalnością, a firmy, które ją opanowały, w niemałym stopniu umożliwiły silnikowi lotniczemu dojście do wysokiego stopnia rozwoju, na którym się dziś znajduje. Do tych zasłużonych dla rozwoju lotnictwa firm należy znane towarzystwo angielskie Ragosine Oil Company Ltd, to też zapoznanie się z jego metodami pracy będzie stanowiło dobry przykład urzeczywistnienia wytycznych, o których była mowa.

Firma Ragosine opiera swoją produkcję oleju na surowcach importowanych, wiadomo bowiem, że Anglia ropy nie produkuje. Surowce te należą do dwóch kategorii: wysokogatunkowych, nie wymagających bardzo starannej rafinacji, i o niższej gatunkowości rafinowanych metodami rozpuszczalnikowymi. Do pierwszej kategorii należy ropa pensylwańska, klasyczny surowiec olejowy, do drugiej zaś ropa amerykańska Mid Continent. Firma rozporządza olejami, rafinowanymi przy użyciu jednej z następujących metod rozpuszczalnikowych: Duosol, Edeleanu, Chlorex i Furfural. Tak duża ilość alternatyw doboru surowca i metody przeróbki daje firmie dużą elastyczność produkcji i możliwości otrzymania olejów o najróżnorodniejszych własnościach. Specjalna uwaga jest zwracana na nie posuwanie zbyt daleko rafinacji i pozostawienie olejowi dostatecznego „pokrewieństwa“ do metalu.

Zdając sobie sprawę z tego, że obecne metody rafinacji olejów doszły już niemal do kresu możliwości technicznych i że dalsze rafinowanie będzie możliwe jedynie kosztem wspomnianego już „pokrewieństwa“ oleju do metalu, firma Ragosine przywiązuje dużą wagę do dalszych badań, które mają doprowadzić do opracowania nowych metod uszlachetniania oleju. Prace te idą w kierunku poszukiwania materiałów, których nieznaczny dodatek pozwoliłby na powrócenie nazbyt daleko rafinowanemu olejowi dostatecznego „pokrewieństwa“ do metalu. Inaczej mówiąc, dodatki takie zastąpiłyby usunięte podczas rafinacji składniki, odznaczające się wrodzonym „pokrewieństwem“ do metalu, i nie posiadałyby jednocześnie wad usuniętych składników, to znaczy niedostatecznej odporności na starzenie.

Firma Ragosine produkuje dotychczas wyłącznie oleje mineralne, to znaczy wytwarzane z ropy naftowej i nie zawierające innych składników. Na tej drodze zostały już wyczerpane przez firmę wszystkie niemal możliwości, i tak między innymi otrzymywane indeksy wiskozowe olejów lotniczych nie dadzą się już wydatnie poprawić bez zastosowania specjalnych środków. Ponieważ konstruktorzy a zwłaszcza użytkownicy silników lotniczych nadal domagają się olejów lotniczych o coraz mniejszej zmienności wiskozy z temperaturą (uzyskanie takich olejów pozwoliłoby m. in. na zaniechanie podziału olejów lotniczych na letnie i zimowe), więc firma Ragosine prowadzi poważne badania w tym kierunku, szukając rozwiązania w dodawaniu do oleju specjalnych dodatków, poprawiających indeks wiskozowy. Duże możliwości postępu w tej dziedzinie dają ponadto oleje syntetyczne, którymi firma Ragosine jest również zainteresowana.

Utrzymując własne laboratorium badawcze, firma Ragosine docenia niezależnie od tego w pełni współpracę z konstruktorami i użytkownikami silników, zdaje sobie bowiem sprawę z tego, że ostatecznym kryterium przydatności oleju lotniczego jest silnik lotniczy. W tej dziedzinie leżą przed firmą duże możliwości, będące konsekwencją obecnego rozwoju angielskiego przemysłu lotniczego. Jak wynika z dotychczas osiągniętych wyników, z możliwości tych firma Ragosine umiała skorzystać, dzięki czemu produkowane przez nią oleje lotnicze, sprzedawane pod marką fabryczną „Minix“ są dziś polecane przez wszystkich angielskich producentów silników lotniczych (m. in. przez firmę Bristol Aeroplane Co.) do smarowania wytwarzanych przez nich silników.